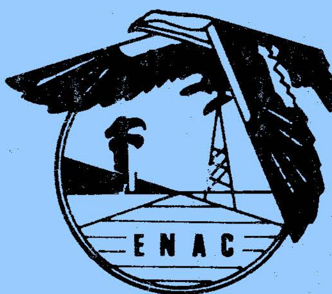
Secrétariat Général à l'Aviation Civile

ECOLE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE

AEROTECHNIQUE

par

H. FLECNIAKOSKA



3ème Edition Juillet 1968

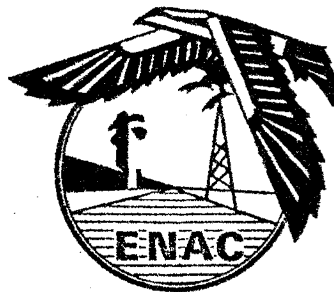
SECRÉTARIAT GÉNÉRAL A L'AVIATION CIVILE

ÉCOLE NATIONALE DE L'AVIATION CIVILE

AEROTECHNIQUE

PAR

H. FLECNIAKOSKA



3e EDITION JUILLET 1968 T. N. A. / E.

SOMMAIRE

3ème Partie : Le MOTEUR

4ème Partie : LES PRINCIPAUX INSTRUMENTS DE BORD

INTRODUCTION

Depuis l'antiquité, l'homme a désiré pouvoir se déplacer dans l'air comme les oiseaux, le mythe de Dédale et de son fils Icare entre autre est bien connu; mais il est étonnant que les études et les premières expériences sur la résistance de l'air soient relativement récentes. Certes, Aristote mentionna le problème des corps solides se déplaçant dans l'air, Léonard de Vinci a laissé dans ses notes des projets d'appareils volant, mais il faut arriver au 17ème siècle pour trouver la première théorie de la résistance de l'air déduite des principes de la mécanique exposée par Newton.

Malgré l'apparition et le succès de l'aérostat il resta des partisans convaincus du plus lourd que l'air, Au cours du 18ème et surtout du 19ème siècle beaucoup d'observations furent faites afin de déterminer la résistance éprouvée par un corps. Parmi les nombreux expérimentateurs citons Borda et Robins qui utilisèrent un bras tournant pour donner le mouvement aux corps, Sir Cayley (1810) qui eu l'idée que la sustentation pouvait être obtenue par la translation de surfaces inclinées pourvu que l'on dispose d'une puissance mécanique suffisante pour compenser la résistance de l'air (principe de l'avion), Charles Renard qui exprima la puissance requise pour permettre le vol horizontal. Les premiers aérodynamiciens s'attachèrent à trouver les formes de voilures les plus favorables en utilisant soit des souffleries (la première fut dessinée en 1871) soit des planeurs volant effectivement (Chanute, les frères Lilienthal) soit des modèles réduits (Pénaud).

Pour que l'avion naisse il ne manquait plus qu'une chose:un moteur assez puissant et assez léger; l'apparition du moteur à explosion permis à l'aviation de sortir des limbes.

Bien que la France revendique le premier vol d'un homme à bord d'un avion, Clément Ader en 1890, on peut dire que le premier appareil qui ait vraiment volé est l'avion des frères Wright le 17 décembre 1903 (4 vols à quelques mètres du sol dont un de 59 secondes).

Dès lors les progrès furent rapides, nombre de physiciens et d'ingénieurs s'intéressèrent à l'aviation, nous ne pouvons pas les citer tous. L'aérodynamique qui jusque là n'était qu'une science semi-empirique fut reliée à la théorie rationnelle de la mécanique des fluides. Lanchester, Kutta et Joukowski établirent la théorie de

la portance d'une aile. Prandlt démontra l'existence de la couche limite et élabora la théorie d'une aile d'envergure limitée. Eiffel qui utilisa d'abord sa célèbre tour pour étudier la résistance des corps construisit des souffleries et étudia notamment des profils d'aile. Mach fut le premier à utiliser la méthode strioscopique pour l'observation visuelle des écoulements supersoniques. Ackeret fit la théorie de la portance et de la résistance de l'air en supersonique. De nombreuses souffleries furent construites utilisant des puissances de plus en plus élevées et des procédés de mesure de plus en plus perfectionnés.

Le groupe motopropulseur progressa rapidement. Les puissances allèrent en croissant (moteur avion Wright 12 chevaux, D.C 7 C - 3.400 chevaux) ce qui permit d'améliorer les performances mais aussi d'augmenter progressivement le tonnage des avions d'autant plus qu'on fit des multimoteurs pour accroître encore la puissance disponible. Le fonctionnement devint plus sure, les pannes fréquentes au début se firent de plus en plus rares et le moteur fut allégé (de 6 Kg. 8 à 0 Kg. 5 au cheval). L'adjonction d'un compresseur d'air permit de conserver la puissance maximum jusqu'à une certaine altitude. On est arrivé à des rendements d'hélice de 0,84 contre 0,65 au début et l'hélice à pas variable possède un bon rendement à tous les régimes de vol. Enfin l'apparition des turbines à gaz au lendemain de la dernière guerre permit d'obtenir des puissances beaucoup plus fortes qu'avec le moteur à pistons qui semblait avoir atteint son sommum de plus l'hélice n'étant plus indispensable pour assurer la propulsion on a pu atteindre des vitesses très élevées.

Dans le domaine de la construction des cellules la construction en bois et toile fit peu à peu place à la construction métallique plus robuste et moins sensible au vieillissement grâce à l'utilisation d'alliages légers à base d'aluminium. On est arrivé par certains procédés de construction à donner à l'avion les meilleures formes dictées par l'aérodynamique et à alléger la structure; le poids à vide d'un avion qui représentait jusqu'à plus de 75 % du poids total est inférieur à 50 % sur certains avions modernes qui disposent en plus de nombreux équipements (DC 8 - 42 %).

Il y a lieu également de citer la naissance et le développement des instruments de bord qui sont devenus indispensables pour la conduite des vols et qui ont permis le vol par mauvaise visibilité.

Si on cherche toujours à augmenter la vitesse d'un moyen de transport, on peut dire que pour l'avion cela a été le premier objectif et qu'il a été largement courronné de succès, en une soixantaine d'années on est passé d'environ 50 Km/H à 2.500 Km/H. Le second objectif a été l'augmentation du poids total, plus un avion est lourd plus il peut emmener de charge et de carburant et peut donc aller loin, du monoplace de 340 Kilos on est arrivé à des appareils de 148 tonnes pouvant transporter 189 passagers sur des étapes de 9.000

Kilomètres et on étudie des appareils de 300 tonnes qui pourront emmener 7 à 800 passagers. En outre la sécurité a été accrue non seulement par une meilleure endurance du moteur mais aussi par la possibilité pour les multimoteurs modernes de pouvoir continuer leur vol avec un ou plusieurs groupes-motopropulseurs arrêtés.

Tout technicien qui occupe un poste dans l'aviation doit avoir un minimum de connaissances en aérotechnique en particulier le Technicien de la navigation aérienne appelé à contrôler le vol des aéronefs et à donner des instructions aux pilotes. Nous nous sommes efforcés dans ce cours de nous limiter à ce qui nous a paru être l'essentiel et nous avons surtout insisté sur les résultats expérimentaux. Nous avons fait figurer pas mal de courbes, cela pourrait rebuter certains lecteurs qui ne sont pas habitués à interprêter de telles figures, mais bien que ce ne soit pas indispensable pour la compréhension du cours, nous les invitons à faire un effort car souvent l'examen d'une courbe permet de mieux comprendre qu'un long discours.

Le cours comprend quatre parties :

- l'aérodynamique (les premiers chapitres concernent le domaine où l'air peut être considéré comme incompressible soit pour les vitesses inférieures à 450 Km/H environ, les deux avant derniers chapitres étant réservés au domaine compressible).
- la cellule
- le moteur
- les principaux instruments de bord.

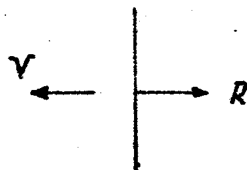
PREMIERE PARTIE

AERODYNAMIQUE

CHAPITRE I

RESISTANCE DES CORPS GEOMETRIQUEMENT SIMPLES

1) EXISTENCE D'UNE RESISTANCE AERODYNAMIQUE.



Soit une plaque mince que l'on déplace dans l'air avec une vitesse uniforme V dans une direction qui lui est perpendiculaire.

On constate qu'il s'exerce sur la plaque des forces de sens opposé à celui du déplacement, ce sont des forces qu'il faut vaincre pour conserver la vitesse. L'expérience prouve que l'intensité de la résultante R de ces forces est proportionnelle :

- à la surface de la plaque S
- au carré de la vitesse V
- à la masse spécifique de l'air ρ
- à un coefficient sans dimension Cx appelé résistance unitaire qui dépend de la forme de la plaque.

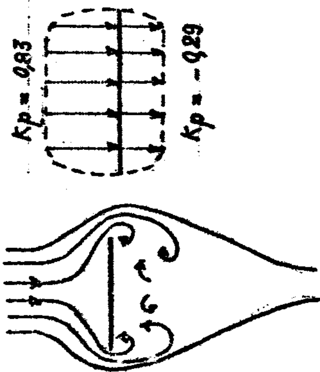
$$R = \frac{1}{2} \rho \, Cx \, S \, V^2$$

Dans le système M K_pS, R est exprimée en Kilogrammes force si V est exprimée en mètre/seconde et S en mètre/carré; en atmosphère standard à l'altitude zéro (760 mm de mercure, 15° centigrades) ρ = 0,125 soit $\frac{1}{8}$. Dans le système S.I. R est exprimé en Newtons et ρ_o = 1,225

Remarque : On obtient le même résultat si au lieu de déplacer la plaque dans de l'air au repos on la maintient immobile dans de l'air en mouvement animé d'une vitesse V. C'est dans ces conditions que sont expérimentés les corps ou les différentes parties d'un avion parce que les mesures à effectuer sont plus aisées et les installations nécessaires peuvent être réduites à de plus faibles dimensions.

2) CAUSES DE LA RESISTANCE AERODYNAMIQUE.

a) Les pressions.



Plaçons un disque plan et mince perpendiculairement à un courant d'air de vitesse Vo.

Sur la face avant du disque, les chocs, les changements de direction et de vitesse des particules fluides font naître une augmentation de pression. Cette surpression dynamique assez régulière s'annule rapidement vers la périphérie de la plaque. Sur la zone périphérique les particules d'air échappent à la contrainte que leur impose la plaque, elles suivent en arrière de celle-ci des trajectoires plus ou moins irrégulières, certaines étant entraînées dans des mouvements tourbillonnaires. Les trajectoires régulières ne se retrouvent que très loin derrière le disque. On dit qu'il s'est produit sur la périphérie du disque un décollement des filets fluides, ceux-ci qui épousaient la surface du disque se sont détachés de la paroi. Ce phénomène est dû à la viscosité de l'air.

L'expérience montre d'autre part qu'il se produit sur la face arrière du disque un vide relatif c'est-à-dire une zone de dépressions aérodynamiques et qui agissent dans le même sens que les surpressions et on vérifie que la résistance du disque correspond à la somme des surpressions amont et des dépressions aval (en valeur absolu).

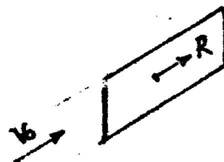
On définit un coefficient (sans dimension) de pression locale $K_p = \dfrac{P - P_o}{1/2 \rho V_o^2}$

P : pression statique locale

Po : pression statique loin en amont de la plaque.

$Cx = K_p \text{ avant} + |K_p \text{ arrière}| = 0,83 + 0,29 = 1,12$

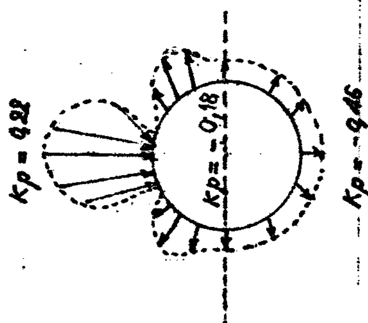
b) Le frottement.



Plaçons à présent une plaque plane extrêmement mince parallèlement au courant d'air.

L'expérience montre que dans ce cas il y a encore une résistance, mais cette fois celle-ci ne peut pas s'expliquer par l'existence de surpressions et de dépressions sur les bords antérieurs et postérieurs de la plaque. Cette résistance réside dans les actions tangentielles exercées par le fluide sur les deux faces latérales de la plaque, actions tangentielles dûes au frottement du fluide qui est visqueux. On appelle la résistance correspondante : résistance due au frottement superficiel.

3) REDUCTION DE LA RESISTANCE AERODYNAMIQUE.



Plaçons à la place du disque une sphère de même diamètre.

La zone des surpressions est limitée à une calotte sphérique d'angle au centre 70° environ. La surpression est notablement inférieure à ce qu'elle était dans le cas du disque.

L'action résultante des dépressions sur le segment sphérique complémentaire est dirigée en sens inverse de la résistance due aux surpressions, elle vient donc en réduction de celle-ci. Par contre les dépressions sur l'hémisphère arrière ont notablement augmentée par rapport aux valeurs trouvées pour le disque, leur action résultante s'ajoute à celle due aux surpressions.

En prenant les valeurs moyennes de Kp appliquées à la surface du cercle diamétral de la sphère on trouve encore que la résistance unitaire est égale à la somme des pressions.

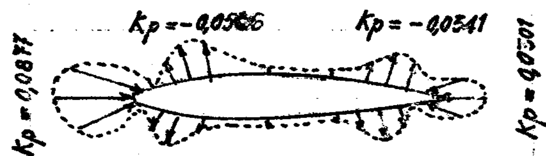
$$Cx = 0,22 - 0,18 + 0,46 = 0,5$$

soit environ 50 % de la résistance du disque (aux faibles vitesses).

La résistance due au frottement est négligeable.

Les décollements des filets d'air s'effectuent légèrement en amont de l'équateur de la sphère.

Remplaçons la sphère par un corps fuselé très allongé de même diamètre.



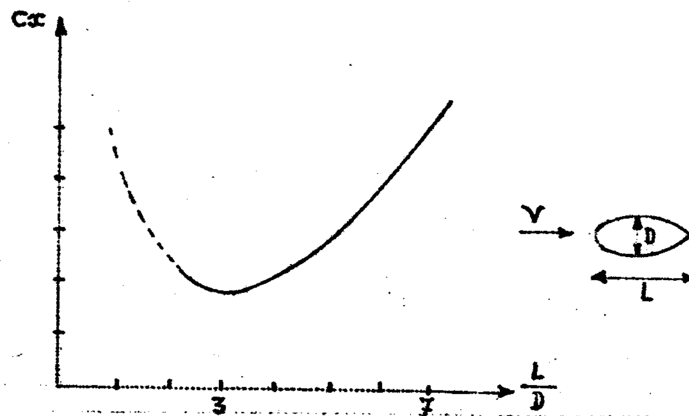
On constate l'existence d'une zone de surpression à l'avant mais aussi à l'arrière, le reste du corps étant dans une zone de dépression.

La résultante des surpressions de la zone arrière à un effet propulsif ainsi que la résultante des dépressions dans la zone avant. La résistance de la partie arrière est extrêmement faible par suite de la diminution de la zone d'action des décollements, ceux-ci se produisant au voisinage immédiat de la pointe arrière du corps.

Si la résistance due aux pressions (0,0877 - 0,0586 + 0,0341 - 0,0301 = 0,0331) est beaucoup plus faible que pour la sphère, par contre la résistance due au frottement n'est pas négligeable car la surface en contact avec l'air est beaucoup plus grande. La résistance due au frottement est environ deux fois plus importante que la résistance due aux pressions et s'y ajoute; on constate que Cx = 0,1 (la résistance de frottement est donc de 0,067).

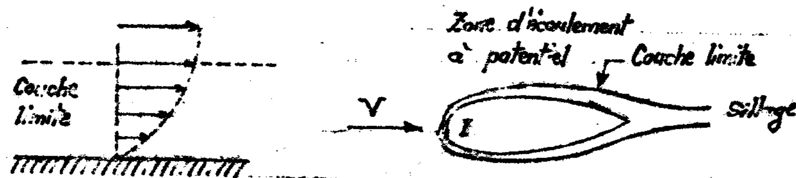
La résistance de ce corps fuselé est cependant $\frac{1}{5}$ de celle de la sphère et $\frac{1}{10}$ de celle du disque de même diamètre.

La meilleure forme fuselée à adopter sera celle qui limitera au strict nécessaire la résistance de frottement pour l'obtention du profil optimum. Elle devra donc avoir des dimensions modérées dans le sens du mouvement et avoir une surface extérieure bien polie. Eiffel a trouvé que la résistance totale (due aux pressions et au frottement) est minimum pour un corps fuselé de révolution bien poli dont la longueur est environ 3 fois le diamètre du maître-couple (plus grande section perpendiculaire à la longueur) celui-ci se trouvant au $\frac{1}{3}$ de la longueur à partir de l'avant.



4) ECOULEMENT AUTOUR DES CORPS.

Les particules fluides adhèrent à la paroi d'un corps plongé dans un fluide réel en mouvement ce qui est le cas dans l'air. Leur vitesse est nulle à la paroi. Si on s'éloigne de la paroi suivant une normale à l'élément de surfarce considéré la vitesse croît rapidement, il en résulte de grands gradients de vitesse et par suite



des forces de viscosité importantes dans une mince pellicule fluide qui entoure le corps et qu'on appelle : <u>couche limite</u>. C'est Prandlt qui introduisit en 1904 la notion de couche limite et en donna le premier le schéma théorique. L'étude de la couche limite est fondamentale en aérodynamique.

A l'avant du corps il existe un point ou le filet fluide est perpendiculaire à la surface et où la vitesse est nulle, c'est le point d'arrêt (ou d'impact). L'épaisseur de la couche limite sera donc nulle en ce point, elle croît ensuite d'amont en aval du corps mais elle reste relativement faible (peut atteindre quelques millimètres ou quelques centimètres suivant la dimension du corps dans le sens de l'écoulement). La couche limite forme un sillage derrière le corps.

Au-delà de la couche limite et en dehors des zones de décollement et de sillage l'écoulement est dit "à potentiel".

Dans la zone à potentiel toute variation de vitesse est accompagnée d'une variation de pression statique telle que $P + \frac{1}{2}\rho V^2$ reste constant (Théorème de Bernoulli) (1). Dans la couche limite la pression statique est constante sur la normale à l'élément de surface considéré et a pour valeur celle de la pression dans l'écoulement à potentiel en cet endroit.

Les zones de surpressions sur un corps correspondent donc à des vitesses plus faibles qu'en amont dans l'écoulement à potentiel et les zones de dépressions à des vitesses plus grandes dans cet écoulement.

Lorsque l'écoulement s'effectue par filets réguliers dans la couche limite on dit qu'il est "laminaire" et que la couche limite est laminaire. Le vecteur vitesse en un point est sensiblement constant dans le temps.

Si par contre les particules fluides sont soumises à un mouvement d'agitation qui se superpose à un mouvement moyen l'écoulement est dit "turbulent" et la couche limite "turbulente". Le vecteur vitesse en un point varie d'une manière désordonnée autour d'une valeur moyenne dans le temps.

Des aspérités sur la surface du corps sont susceptibles de transformer une couche limite laminaire en couche limite turbulente. D'autre part, une couche limite laminaire présente un caractère d'instabilité, elle ne peut pas s'étendre sur une longueur infinie, la couche limite laminaire en amont peut alors devenir turbulente ensuite; on appelle "point de transition" le point à partir duquel la couche limite laminaire commence à devenir turbulente.

(1) Théorème valable qu'en écoulement incompressible.

La turbulence augmente la résistance de frottement mais une couche limite turbulente adhère mieux à la paroi du corps ce qui a pour conséquence de reculer la position des décollements, l'effet résultant pouvant en fin de compte être bénéfique comme nous allons le voir dans le cas suivant.

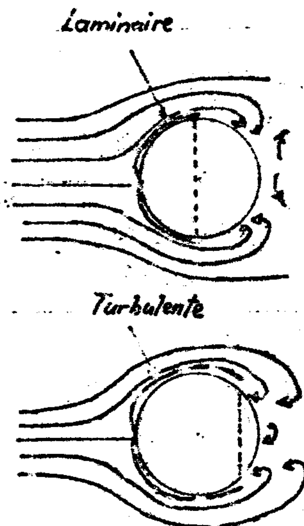
Ecoulement autour de la sphère.

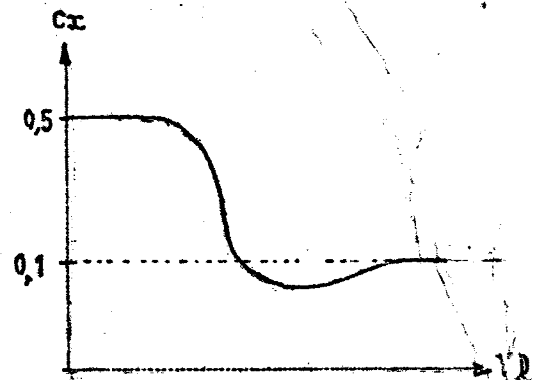
En expérimentant des sphères bien polies de diamètres différents Eiffel constata qu'à une certaine valeur du produit de la vitesse par le diamètre (V x D) la résistance unitaire Cx diminuait brusquement (de 0,5 à 0,1 environ).

Prandlt montra que ce changement de régime d'écoulement est conditionné par le décollement qui est lui-même lié à la nature de la couche limite.

Au premier régime (faibles valeurs de VD) la couche limite est laminaire et les décollements s'effectuent légèrement en amont de l'équateur de la sphère.

Au second régime (grandes valeurs de VD) la couche limite est turbulente, elle adhère mieux à la paroi et se prolonge sur une partie de l'hémisphère arrière, les décollements qui se produisent sur un parallèle situé à environ 25 degrés en arrière de l'équateur intéressent une surface plus faible qu'au premier régime, la part de la résistance due aux dépressions arrières a diminué.





En fait le spectre d'écoulement ne dépend pas que du produit VD mais aussi de la viscosité de l'air celle-ci étant liée à la pression et à la température. Reynolds a montré que des spectres d'écoulement étaient semblables si la valeur du rapport $\frac{Vl}{\gamma}$ était la même.

l : dimension linéaire caractéristique du corps (Diamètre dans le cas de la sphère ou de cylindres, longueur de la corde du profil dans le cas d'une aile).

γ : coefficient cinématique de viscosité du fluide (pour l'air 14,5 x 10^{-6} au niveau de la mer en atmosphère standard

La valeur de ce rapport s'appelle "Nombre de Reynolds"

$$R_e = \frac{Vl}{\gamma}$$

Pour un corps donné le coefficient de résistance unitaire Cx varie généralement avec le nombre de Reynolds.

5) RESISTANCE UNITAIRE DE QUELQUES CORPS.

CORPS	Cx	$Re = \frac{Vl}{\nu}$	
Disque circulaire	1,12	3.000 à 960.000	invariable avec Re
Plaque carrée	1,20 1,24	1.500.000 2.700.000	
Sphère	0.5 0,1	150.000 450.000	variation brusque pour R_e = 300.000
Cylindres circulaires perpendiculaires à V			
V → L $\frac{L}{D}$ infini	1,2 0,3	100.000 600.000	variation brusque pour R_e = 450.000
$\frac{L}{D} = 5$	0,75 0,3	100.000 1.000.000	Cx diminue avec $\frac{L}{D}$
Cylindres profilés	0,084 0,075 0,048	70.000 100.000 600.000	
Ellipsoïde allongé $\frac{L}{l} = 3$ V → l L	0,06 0,062	150.000 300.000	
Corps fuselé de révolution V → l L $\frac{L}{l} = 4$	0,05 0,029	110.000 360.000	

La surface à prendre pour le calcul de la résistance de ces corps est celle du maître-couple (plus grande section perpendiculaire à la vitesse) la valeur de Cx étant rapporté à cette surface.

CARACTERISTIQUE DE L'AIR EN ATMOSPHERE TYPE.

Altitude en Km.	température degrés centigrades	rapport de pression $\frac{P}{P_0}$	densité relative $\delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	coeff. ciném. de viscosité ν (MKS et SI)	Célérité du son a en m/s
0	15	1	1	14,5 x 10^{-6}	340
1	8,5	0,887	0,9075	15,8 -	336,4
2	2	0,7845	0,8216	17,1 -	332,5
3	- 4,5	0,6919	0,7421	18,5 -	328,5
4	- 11	0,6082	0,6686	20,1 -	324,5
5	- 17,5	0,533	0,6008	22 -	320,5
6	- 24	0,4655	0,5384	24 -	316,5
7	- 30,5	0,4051	0,4811	26,2 -	312,3
8	- 37	0,3512	0,4286	28,9 -	308
9	- 43,5	0,3032	0,3805	31,8 -	303,8
10	- 50	0,2607	0,3368	35 -	299,5
11	- 56,5	0,2232	0,2969	38,5 -	295
12	"	0,1906	0,2536	45,1 -	"
14	"	0,1391	0,1850	61,8 -	"
16	"	0,1014	0,1349	84,7 -	"
18	"	0,074	0,0984	116,1 -	"
20	"	0,054	0,0718	159 -	"
25	"	0,0249	0,03[illegible]	349 -	"

Po = 10.332 Kg/m² = 101.254 pascals

ρ_0 = 0,125 (M.K$_p$S.) = 1,225 (S.I)

CHAPITRE II

L'EXPERIMENTATION

1) CONDITIONS DE SIMILITUDE.

En général on se sert d'un modèle réduit géométriquement semblable au corps réel pour effectuer l'expérimentation. Celle-ci a lieu dans une soufflerie, mais pour que les résultats soient valables il faut que les écoulements fluides autour de la maquette et autour du corps réel soient semblables. Les conditions auxquelles il faut satisfaire sont appelées conditions de similitude.

La similitude complète est impossible mais certains facteurs peuvent être négligés et on réalise ainsi une similitude restreinte.

a) Pour les vitesses inférieures à celles correspondant à Mach 0,4

On peut négliger la compressibilité de l'air dans la plupart des phénomènes aérodynamiques.

On peut considérer que le **principal paramètre de similitude** à respecter est le nombre de Reynolds; celui-ci doit avoir la même valeur pour la maquette et pour le corps en vraie grandeur.

Mais cette condition ne peut pas être satisfaite dans la plupart des souffleries car cela conduirait à placer la maquette dans un courant d'air de vitesse qui dépasserait $\frac{a}{2}$. En effet l'expérience se faisant avec le même fluide et sensiblement à la même température et à la même pression on a (l'indice 1 caractérisant le modèle et l'indice 2 le corps réel) :

$\nu_1 = \nu_2$ il faudrait donc $V_1 \ell_1 = V_2 \ell_2$ soit $V_1 = V_2 \frac{\ell_2}{\ell_1}$

si bien que pour une maquette au $\frac{1}{5}$ par exemple V_1 devrait être cinq fois V_2.

La loi de Reynolds ne sera donc pas satisfaite le plus souvent mais il faut toutefois dépasser une valeur minimum de Re (de l'ordre de 10^6) et l'on peut mettre en évidence l'évolution des résistances avec Re pour les corps qui n'éprouvent pas de variation brusque d'écoulement pour un nombre critique de Reynolds ce qui est le cas des corps fuselés (ailes, fuselages etc...)

Mais on peut augmenter le nombre de Reynolds dans la soufflerie en agissant sur la pression de l'air. En augmentant la pression à égalité de température la valeur du coefficient cinématique de viscosité diminue et le nombre de Reynolds augmente pour les mêmes valeurs de V_1 et l_1.

On a alors :

$$\gamma_1 = \frac{\gamma_2}{\frac{P_1}{P_2}} \quad \text{et} \quad V_1 = V_2 \frac{l_2}{l_1}, \quad \frac{\gamma_1}{\gamma_2} = V_2 \frac{l_2}{l_1} \cdot \frac{P_2}{P_1}$$

Si par exemple $\frac{P_1}{P_2}$ = 20 atmosphères $\frac{l_1}{l_2} = \frac{1}{10}$ et V_2 = 100 m/s il faudra V_1 = 50 m/s. La loi de Reynolds peut alors être respectée.

Quelques souffleries à densité variable ont été construites.

b) Pour les vitesses supérieures à celles correspondant à Mach 0,4

la théorie et l'expérience montrent que le critère essentiel n'est plus l'égalité du nombre de Reynolds mais l'égalité du nombre de Mach : $M = \frac{V}{a}$ (2)

V : vitesse du corps ou de la veine

a : célérité du son.

Cela conduit à réaliser des souffleries à vitesse élevée la célérité du son ne dépendant que de la température (1) et celle-ci ne pouvant varier dans de larges limites. On aura donc pratiquement $V_1 = V_2$.

Il faudra des installations de grande puissance ou bien des veines de dimensions modérées ce qui réduit considérablement le nombre de Reynolds. Pour augmenter ce dernier on peut agir sur γ en comprimant l'air.

(1) $a = 20,1 \sqrt{T}$ m/s. T : température en degrés Kelvin.

(2) Le nombre de Reynolds n'est pas cependant un facteur négligeable

On peut aussi utiliser un autre fluide que l'air. En Amérique des souffleries utilisent le fréon 12, gaz lourd dans lequel la célérité du son n'est que de 135 m/s, on obtient ainsi des nombres de Mach élevés pour une vitesse du fluide beaucoup plus faible et par suite une puissance plus faible malgré l'augmentation de la masse volumétrique.

2) LES SOUFFLERIES.

On classe les souffleries d'après la vitesse atteinte dans la section de travail, le mode de fonctionnement, la nature des parois dans la section de travail.

a) La vitesse.

- souffleries à faible vitesse $M < 0,4$ soit $V < 120$ m/s environ
- souffleries subsoniques et soniques $0,4 \leqslant M \leqslant 1$
- souffleries supersoniques $1 < M \leqslant 3$
- souffleries hypersoniques $3 < M < 20$

Les premières sont très répandues et furent construites avant 1940.

Les secondes sont d'une mise au point assez délicate.

Les deux dernières sont en plein développement.

b) Mode de fonctionnement.

1 - Par ventilateur.

Les premières souffleries étaient à refoulement (modèle placé derrière le ventilateur), elles ont disparu car on s'est rendu compte que l'aspiration (modèle placé devant le ventilateur) était meilleure (moindre puissance pour un débit donné et courant plus régulier le modèle n'étant pas influencé par le souffle des hélices).

Les souffleries par aspiration peuvent être de deux types :

- type Eiffel où l'air aspiré à l'extérieur est ensuite refoulé à l'extérieur (figure 1)
- type à retour où la circulation de l'air s'effectue dans un circuit continu (figure 2). Cette disposition permet d'agir sur la pression, la température et le degré hygrométrique de l'air, il permet aussi l'utilisation d'un autre fluide que l'air.

Mais le fluide s'échauffe, il est nécessaire d'avoir un système réfrigérateur. Les souffleries modernes sont de ce type.

Ces deux types de soufflerie peuvent fonctionner d'une manière continue.

2- Par détente d'air comprimé.

L'air se détend au travers d'un ajutage convenable dans une section duquel il atteint la vitesse supersonique cherchée.

La durée de fonctionnement est liée au volume du réservoir d'air comprimé, elle ne dépasse pas en général quelques minutes.

3- Par succion.

On effectue le remplissage d'un réservoir vidé préalablement à travers un orifice où l'air atteint la célérité du son (figure 3).

Le débit est constant tant que la célérité du son est obtenu au col.

c) Nature des parois de la section de travail.

La partie où se font les expériences peut avoir des parois matérielles, on dit que la veine est guidée ou ne pas en avoir, on dit que la veine est libre.

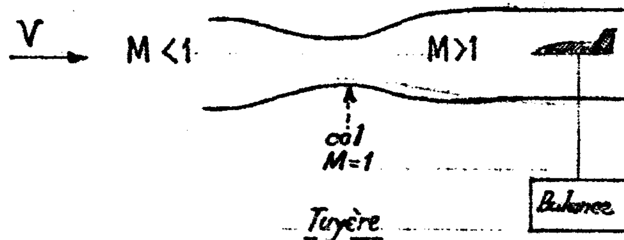
Cette distinction conditionne les corrections à apporter à certains résultats.

Il existe des souffleries supersoniques à parois déformables.

Les souffleries subsoniques comportent deux organes essentiels qui sont le collecteur (convergent) avant la chambre d'expérience et le diffuseur (divergent) derrière cette chambre. En subsonique la vitesse augmente quand la section de la veine diminue et décroît lorsque la section augmente. Le rôle du collecteur est d'augmenter la vitesse de l'air, pour régulariser et uniformiser celle-ci dans la section de travail, et celui du diffuseur de diminuer la vitesse de façon à retransformer l'énergie cinétique de l'air de la veine en énergie de pression.

Les souffleries supersoniques comportent toujours une tuyère convergente - divergente avant la chambre d'expérience. En supersonique la vitesse augmente quand la section de la veine augmente et diminue lorsque cette dernière diminue. On s'arrange pour que l'écoulement subsonique en amont de la tuyère devienne sonique au col (plus faible section), il sera supersonique ensuite la vitesse augmentant alors en même temps que la section. La tuyère peut être à deux cols, dans

ce cas un convergent - divergent est placé derrière la chambre, la vitesse diminue, l'air est recomprimé, l'écoulement redevient subsonique. On ne peut faire varier la vitesse dans la section de travail qu'en modifiant le profil de la tuyère.



Mesure des efforts.

La maquette à essayer est fixée à un support qui est relié à un ensemble plus ou moins complexe appelé "Balance aérodynamique" placé en dehors de la veine.

La balance doit mesurer six grandeurs dont on déduit par le calcul les trois composantes de la résultante des forces aérodynamiques et les trois composantes du moment résultant. Bien entendu on tient compte de la trainée du support qui doit être faible et bien définie.

Etude de l'écoulement.

On peut étudier l'écoulement autour du modèle par des méthodes optiques. On peut visualiser l'écoulement en émettant de la fumée ou en utilisant des fils de laine. On peut aussi placer le modèle non plus dans une soufflerie mais dans une veine d'eau dans laquelle sont émis des filets colorés ou contenant des petites particules métalliques qui suivent les filets fluides.

3) ANALOGIES ELECTRIQUES.

Perès et Malavard ont développé assez récemment les méthodes d'analogies électriques qui permettent de résoudre rapidement et avec précision toute une série de problèmes relatifs à la théorie de l'aile notamment le problème de l'adaptation.

L'élément d'aile isolant est plongé dans une cuve remplie d'un liquide conducteur dont les bords sont portés à des potentiels différents; les lignes de courant aérodynamiques s'identifient avec les lignes de courant électrique. Si c'est l'élément d'aile qui est conducteur et est porté à un certain potentiel les lignes de courant aérodynamique sont les équipotentielles électriques.

NOTE SUR LES SOUFFLERIES HYPERSONIQUES

Ces souffleries servent à l'heure actuelle pour l'expérimentation des engins.

Au dessus de Mach 3, l'air cesse de se comporter comme un gaz parfait au voisinage de l'engin à cause de la pression et de la température. Les conditions de similitude imposent donc également l'égalité de la température et de la pression en plus de l'égalité de M et de R_e

On distingue :

a) Les souffleries tièdes (ne réalisent pas les conditions d'isotempérature,)

L'air comprimé à forte pression est préalablement chauffé (peut atteindre 3.000°K) pour éviter sa liquéfaction lors de la détente dans la tuyère. Durée de la rafale : quelques secondes.

b) Les souffleries chaudes (6 à 8.000°K)

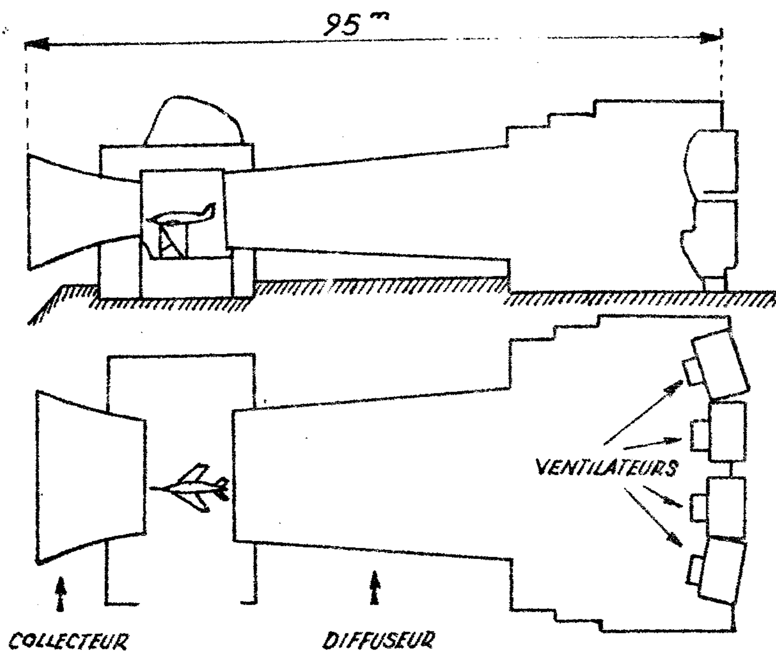
- Souffleries à arc ou "Hot SHOT"

Une masse de gaz placée dans une chambre de compression est soumise à un arc électrique qui élève la pression à plus de 1.000 bars et la température à plus de 4.000°K. La chambre d'essai est reliée à un réservoir à vide poussé. Durée de la rafale: 5 à 50 millisecondes.

- Soufflerie à plasma

Au dessus de 6.000°K les molécules d'air se dissocient et s'ionisent pour constituer un plasma.

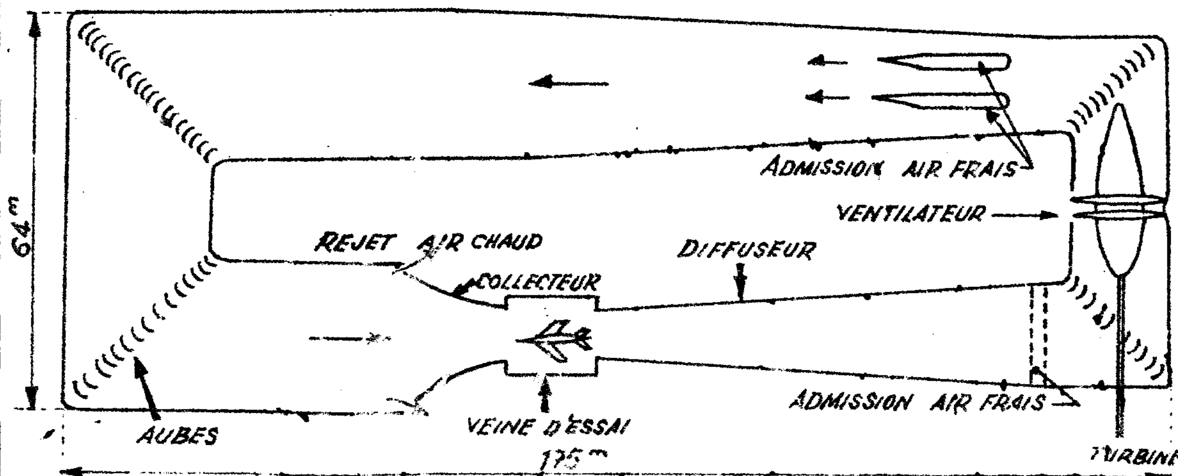
La chambre d'essai est reliée à un réservoir à vide poussé. L'air à faible pression est chauffé à plus de 6.000°K au passage d'un arc électrique puis se détend dans la tuyère en amont de la chambre.



GRANDE SOUFFLERIE DE CHALAIS-MEUDON

- VEINE ELLIPTIQUE 16 m x 8 m
- 6 VENTILATEURS PUISSANCE TOTALE 4.400 KW
- VITESSE MAXIMUM 50 m/s
- VEINE LIBRE

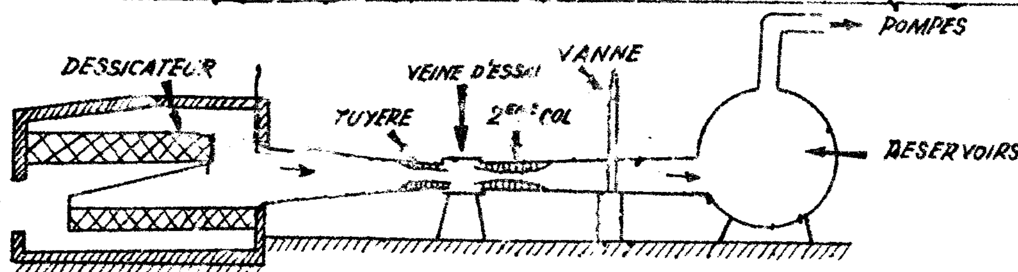
Fig. 1 - SOUFFLERIE TYPE EIFFEL



- VEINE CIRCULAIRE DE 8 m de ϕ
- PUISSANCE 81000 KW
- TEMPERATURE MAX: 80
- VITESSE MAX.: MACH 0,9
- VEINE GUIDEE

SOUFFLERIE DE MODANE-AVRIEUX S1MA

Fig. 2 - SOUFFLERIE TYPE A RETOUR

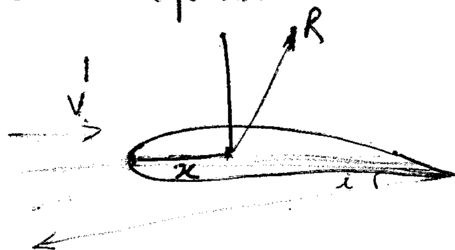


- VEINE CARREE DE 0 m,25
- RESERVOIR DE 400 m³ VIDE PAR POMPES DE 600
- VITESSE : MACH 3
- DUREE : 30 SECONDES

SOUFFLERIE DE GÖTTINGEN

Fig. 3 SOUFFLERIE A SUCCION

Centre de poussé



$M = Rx$

$= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_r x$

R varie ⇒ $x = f(i)$

$= C_m \frac{1}{2} \rho V^2 S . l$

$C_r \times \frac{1}{2} \rho V^2 S x = C_m \frac{1}{2} \rho V^2 S l$

$C_r x = C_m l$

$$C_m = \frac{C_r x}{l}$$

$C_r \simeq C_z$

$x \simeq d$

$$C_m = \frac{C_z d}{l}$$

$$d = \frac{C_m l}{C_z}$$ ⇒ le centre de pousse

~~$\lambda = \frac{B^2}{S} = 5$~~

$l = 10$ cm

$l^2 = 20 S$

C_m = coefficient du moment

$C_{m0} > 0$

le centre de pousse se rapproche du bord d'attaque

$C_m < 0$

le centre de pousse s'éloigne du bord d'attaque

$C_m = 0$

le centre de poussé ne bouge pas.

Notion de Foyer.

$C_{m_0} > 0 \Rightarrow$ F situé en avant de CP
moment piqueur

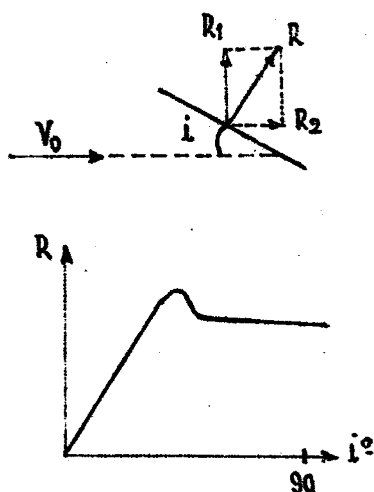
$C_{m0} < 0 \Rightarrow$ F situé en AR de CP
moment cabreur.

$C_{m_0} = 0 \Rightarrow$ F est au CP
moment nul.

CHAPITRE III

L'AILE

1) PRODUCTION DE LA SUSTENTATION.



Si au lieu de placer une plaque plane perpendiculairement à la veine d'air, on lui donne une certaine inclinaison caractérisée par l'angle i que fait la plaque avec le vecteur vitesse appelé "incidence" on constate que la résultante des forces aérodynamiques s'écarte peu de la normale à la plaque (et se rapproche du bord avant quand i diminue).

Il en résulte que si i est positif et inférieur à 90 degrés, la résultante R admettra une composante verticale R_1 dirigée de bas en haut donc opposée à la force de pesanteur qui agit d'autre part sur la plaque. Si R_1 est supérieure au poids de la plaque cette dernière pourra s'élever (à condition qu'elle reste en équilibre).

L'intensité de R varie avec l'angle i et dépend de la forme en plan de la plaque. Pour une plaque carrée R croît de 0 à 38 degrés puis diminue ensuite.

L'intensité de R est donnée par la formule :

$$R = \frac{1}{2} \rho \, S . V_0^2 . C_r$$

dans laquelle le coefficient unitaire Cr dépend de la forme de la plaque et de l'incidence.

La projection de R sur la direction de la vitesse est la résistance à l'avancement qu'on appelle traînée, c'est une force qu'il faudra vaincre pour conserver la vitesse de déplacement.

Si au lieu d'une plaque plane on place une plaque courbe de même dimension le côté concave face au vent on constate que la résultante R est plus importante et qu'elle croît plus vite avec l'incidence que pour la plaque plane, donc pour une même valeur de la sustentation la résistance à l'avancement est plus faible ce qui est interessant. On peut encore diminuer l'importance de cette dernière en donnant à la surface un profil dans le sens de la vitesse autre qu'une simple ligne courbe (profil des ailes d'avion).

Un cerf-volant est une surface plus ou moins courbe qui a une certaine incidence avec l'air en mouvement (le vent). La traction exercée sur la ficelle s'oppose à la résistance à l'avancement. Le cerf-volant s'élève tant que son poids et celui de la ficelle est inférieur à R_1 .

2) CARACTERISTIQUES GEOMETRIQUES DE L'AILE.

L'aile est l'organe de l'avion destiné à fournir la sustentation. Elle a une surface et possède une certaine incidence.

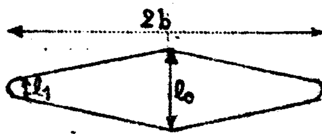
L'aile est caractérisée par :

- sa surface S
- son envergure (plus grande dimension) 2 b
- son allongement $\lambda = \frac{4b^2}{S}$
- sa forme en plan
- son profil
- son dièdre
- sa flèche.

Elle possède un plan de symétrie (vertical dans le cas de la position normale de l'appareil). La partie avant s'appelle le bord d'attaque et la partie arrière le bord de fuite.

La forme en plan peut être rectangulaire, elliptique, trapezoïdale pure ou trapezoïdale avec partie centrale rectangulaire, gothique, en delta etc....

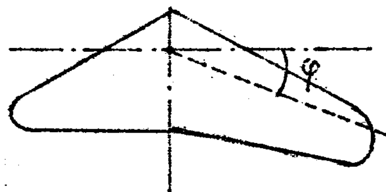
La valeur de l'allongement est très variable, inférieur à 3 pour des ailes gothiques et en delta, 7 à 10 pour les avions subsoniques courants, supérieur à 20 pour les planeurs de performances.



L'effilement est le rapport de la corde d'extrémité à la corde de l'emplanture - $\left(\frac{l_1}{l_0}\right)$.

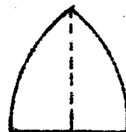


Le dièdre est l'angle δ que fait une demi-aile avec la normale au plan de symétrie vu de face. Il est généralement positif mais peut être nul et même être négatif pour les ailes à forte flèche.

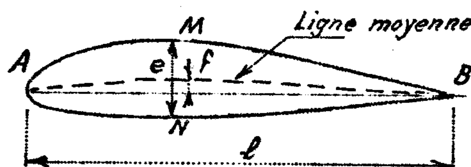


La flèche est l'angle φ que fait avec la normale au plan de symétrie la ligne joignant les points situés à x % de la profondeur des profils (25 ou 50 % par convention).


Delta


Gothique

Le profil est la figure obtenue par l'intersection de l'aile avec un plan parallèle au plan de symétrie. Cette figure est constituée par une ligne fermée arrondie à l'avant et pointue à l'arrière (pointu également à l'avant sur des appareils supersoniques). La distance du bord d'attaque au bord de fuite est la corde l du profil. La partie A M B est l'extrados, la partie A N B est l'intrados. L'incidence est l'angle que fait la corde avec le vecteur vitesse en amont de l'aile.



Un profil est caractérisé par :

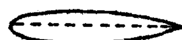
- l'épaisseur relative $\frac{e}{l}$, plus grande épaisseur rapportée à la corde. Elle varie de 10 à 20 % sur les avions courants et peut descendre jusqu'à 3 % sur les avions supersoniques
- la courbure relative ou cambrure $\frac{f}{l}$. La ligne centrale du profil ou ligne moyenne présente une flèche maximum f . La courbure relative est nulle pour les profils symétriques et faible pour les profils courants (1 à 3 %)
- la position de l'épaisseur maximum e . En général 30 % de l à partir du bord d'attaque, 40 à 60 % pour les profils laminaires

- la position de la flèche maximum. Elle peut varier entre 10 et 50 % de ℓ à partir du bord d'attaque

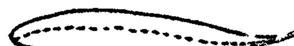
- le rayon du bord d'attaque

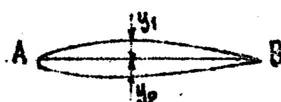
- l'angle du bord de fuite.

D'après la forme d'ensemble de la ligne moyenne on classe les profils en profils symétriques, profils à simple courbure, profils à double courbure.


Symétrique


Simple courbure


Double courbure



Pour pouvoir traçer un profil on fournit ses côtes (valeurs de y_1 et y_2 à partir de AB en différents points, ainsi que le rayon du bord d'attaque).

3) ECOULEMENT AUTOUR DU PROFIL DE L'AILE.

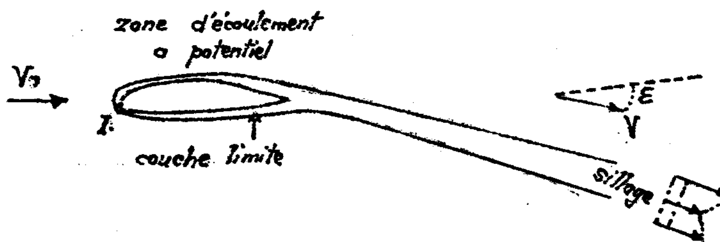
Aux faibles incidences on distingue :

- la couche limite qui entoure le profil

- le sillage extrêmement étroit qui prend naissance au bord de fuite du fait de la rencontre des couches limites d'intrados et d'extrados et qui s'étend très loin en aval

- la zone d'écoulement à potentiel (région extérieure à la couche limite, au sillage et aux zones de décollement éventuelles) dans laquelle les variations de pression statique et de vitesse sont conformes en écoulement incompressible au théorème de Bernoulli :

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = C^{te}$$



Dans le sillage la pression statique est sensiblement constante mais la vitesse varie et présente un minimum d'autant plus accusé que la section droite considérée est plus voisine du bord de fuite. En outre, le sillage est dévié vers le bas, la déviation augmentant avec l'incidence.

En aval de l'aile l'air est dévié vers le bas, l'angle que fait le vecteur vitesse en un point avec la direction de la vitesse en amont de l'aile Vo s'appelle déflexion (ε) cette dernière croît avec l'incidence.

Lorsque l'incidence croît il apparait à une certaine valeur de i des décollements sur l'extrados. Ceux-ci qui apparaissent d'abord vers le bord de fuite se rapprochent graduellement du bord d'attaque lorsque l'incidence augmente, il s'en suit que la sustentation croît moins vite avec l'incidence que précédemment puis passe par un maximum pour diminuer ensuite alors que la résistance à l'avancement croît de plus en plus.

Répartition des pressions.

On détermine usuellement les pressions sur une aile soit en pratiquant des petits orifices sur la paroi reliés à des manomètres, soit en utilisant des antennes de pression statique placées sur la paroi. La pression dans l'épaisseur de la couche limite restant constante sur la normale à un point de la paroi, la pression mesurée sera celle de l'écoulement à potentiel en cet endroit.

La répartition des pressions met en évidence le mécanisme de la sustentation. Une zone de dépressions correspondant à des vitesses plus grandes que la vitesse amont Vo règne sur l'extrados et une zone de surpressions correspondant à des vitesses plus faibles que Vo règne sur l'intrados. Ces zones évoluent quand l'incidence varie (figure N° 4).

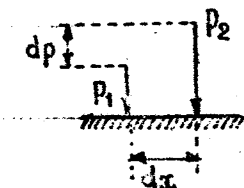
Il existe sur le profil un point où la vitesse du filet fluide est nulle c'est le point d'arrêt ou d'impact, I les couches limites d'intrados et d'extrados partent de ce point. La surpression y est maximum et est égale à :

$$P = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2$$

d'après le théorème de Bernoulli.

Quand l'incidence croît le point d'arrêt se déplace de l'extrados vers l'intrados. La valeur maxima des dépressions peut atteindre environ en valeur absolue, trois fois la valeur de la pression au point d'arrêt.

Nature de la couche limite.

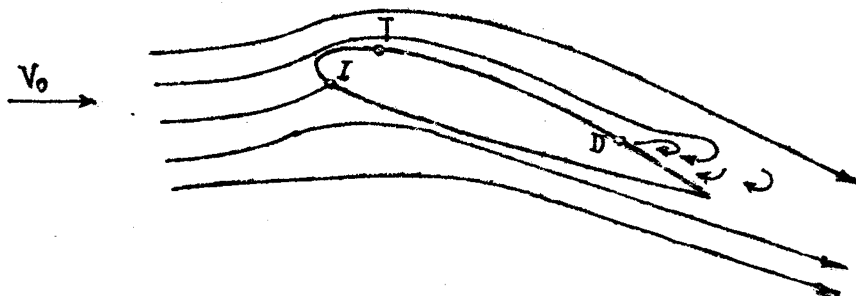


La couche limite est généralement laminaire au bord d'attaque, mais une couche limite laminaire résiste mal à un gradient de pression $\left(\frac{dP}{dx}\right)$ positif et devient turbulente. Le point de transition (point à partir duquel l'écoulement devient turbulent) se trouvera au voisinage du point de dépression maximum pour lequel $\frac{dP}{dx} = 0$ (lorsqu'on s'éloigne de ce point vers l'arrière du profil les dépressions diminuent, donc la pression augmente et $\frac{dP}{dx} > 0$).

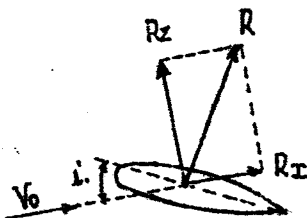
Le point de transition se déplace vers le bord d'attaque quand l'incidence croît par suite de l'avance du point de dépression maximum et d'autant plus vite que le profil est moins épais. Il se rapproche également du bord d'attaque pour une même incidence, lorsque le nombre de Reynolds augmente.

Le décollement lorsqu'il se produit est lié à une augmentation de pression excessive le long du profil qui provoque un ralentissement du fluide dans la couche limite, celle-ci s'épaissit et décolle.

$Re = \frac{Vl}{\nu} = \frac{Vl}{\mu/\rho}$ coefficient viscosité cinématique



4) PORTANCE ET TRAINEE D'UNE AILE D'ENVERGURE INFINIE.



Il est convenu pour définir la résultante R des forces aérodynamiques qui agissent sur une aile de la décomposer en deux composantes :

- l'une Rx parallèle à la vitesse V_0 et qu'on appelle "traînée"
- l'autre Rz perpendiculaire à la vitesse Vo et qu'on appelle "portance".

L'intensité de ces forces est donnée par les formules suivantes :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho \cdot C_z \cdot S \cdot V_0^2$$

$$R_x = \frac{1}{2} \rho \cdot C_x \cdot S \cdot V_0^2$$

S étant la surface de l'aile.

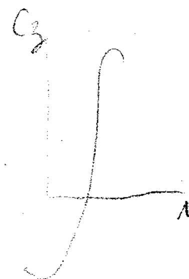
Les coefficients unitaires Cz et Cx dépendent de la forme géométrique du profil et pour un profil donné de l'incidence i.

Variation de Cz avec l'incidence.

Le coefficient de portance Cz présente une évolution rectiligne pour une gamme d'incidences modérées allant de - 10 à + 15 ou + 20 degrés pour les profils courants (figure N° 5).

Il s'annule pour une incidence nulle dans le cas des profils symétriques et pour une incidence faiblement négative pour les autres profils.

Il atteint une valeur maximum de l'ordre de 1 à 1,6 pour une incidence qui dépend du profil (+ 15 à + 20 degrés).



Une aile présente les caractéristiques suivantes pour la portance :

- une valeur de l'incidence de portance nulle io

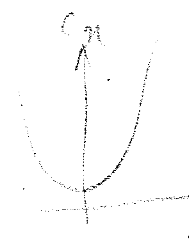
- une valeur de la portance maximum

- une valeur du gradient de portance $\frac{dCz}{di}$ (de l'ordre de 0,08 par degré).

Généralement la valeur de la portance maximum croît avec le nombre de Reynolds. D'autre part elle croît avec la courbure relative du profil pour une épaisseur relative donnée.

Variation de Cx avec l'incidence.

Le coefficient de traînée Cx a une valeur minimum (de l'ordre de 0,006) pour une incidence voisine de 0 et présente une évolution sensiblement parabolique (figure N° 6).



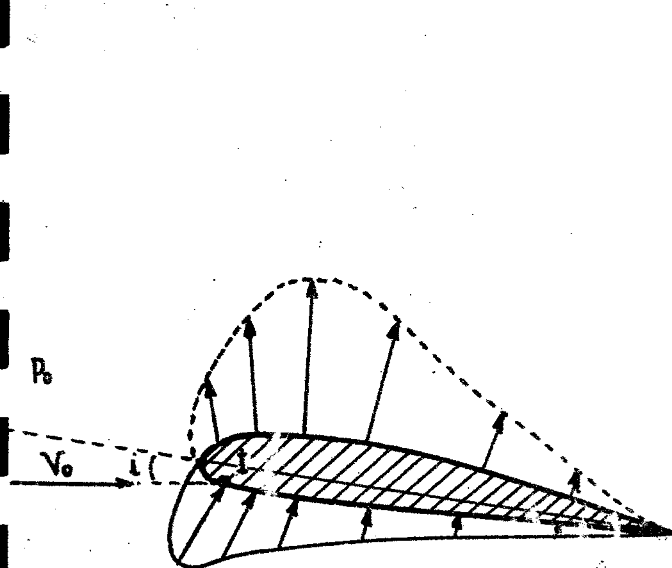
La traînée est due aux pressions et aussi au frottement, on appelle coefficient de traînée de profil :

$$Cxp = Cxh + Cxf$$

Cxh : coefficient de traînée de pression ou traînée de forme.

Cxf : coefficient de traînée de frottement.

La traînée de profil diminue généralement lorsque le nombre de Reynolds croît, cela résulte de la diminution du coefficient de traînée de frottement.



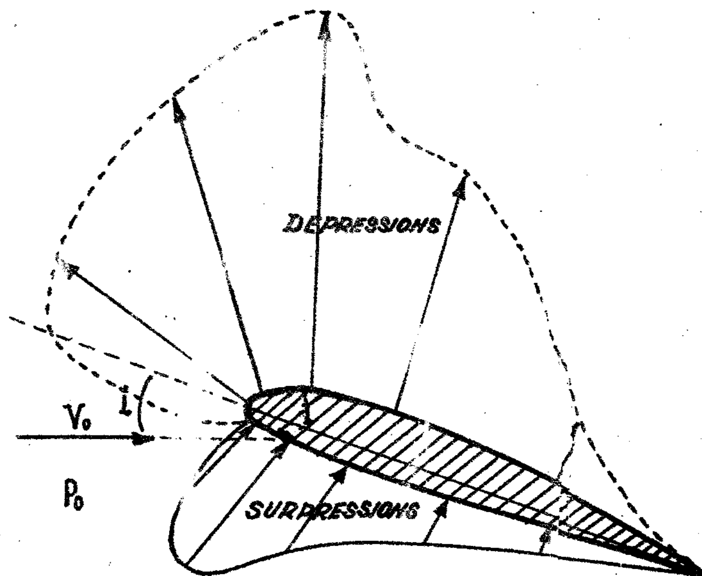


Fig. 4 - REPARTITION DES PRESSIONS SUR UNE AILE

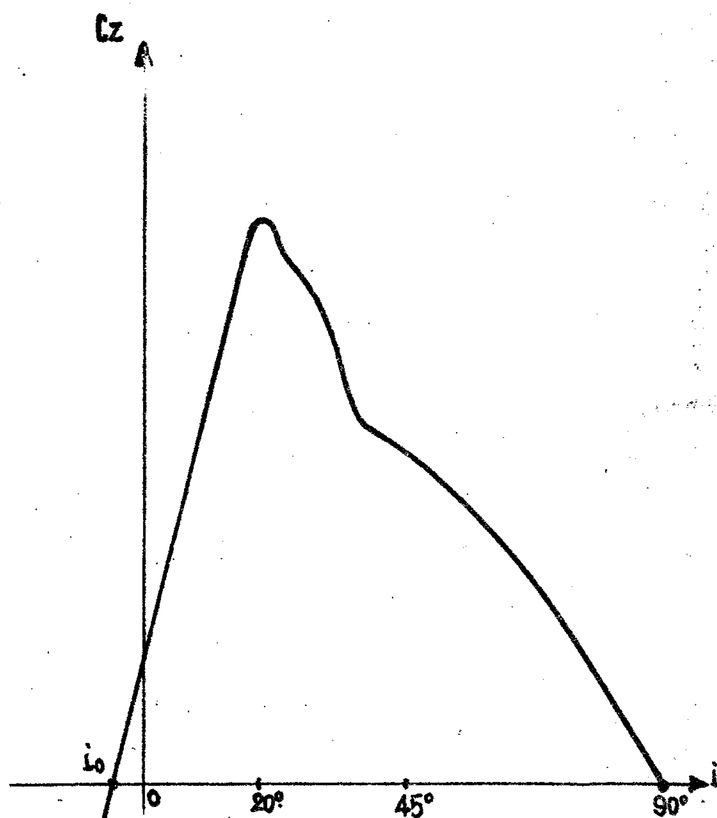


Fig. 5 - VARIATION DE Cz AVEC L'INCIDENCE

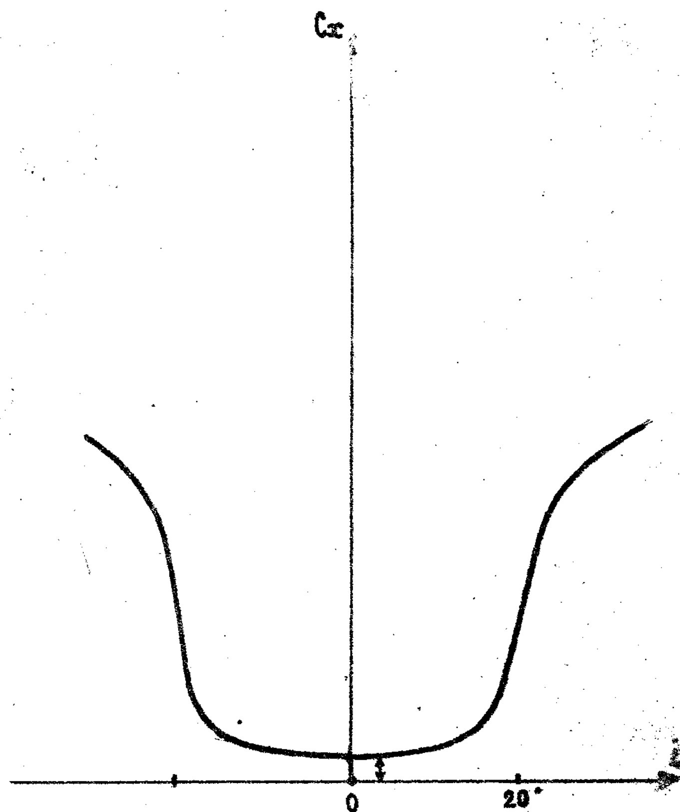


Fig. 6 - VARIATION DE Cx AVEC L'INCIDENCE

Une augmentation de l'épaisseur relative du profil augmente généralement la valeur minimum de Cxp.

Polaire.

Pour une aile ayant un profil donné et à un nombre de Reynolds donné à chaque valeur de l'incidence correspond une valeur de Cz et une valeur de Cx.

Si dans un système de coordonnées rectangulaires on porte Cz en ordonnée et Cx en abscisse, pour chaque valeur de i correspondra un point du plan. En joignant les points obtenus pour différentes valeurs de i on obtient une courbe appelée "Polaire" de l'aile (nom donné par Eiffel)(figure N° 7).

En joignant un point M de la polaire à l'origine O, on obtient un vecteur OM qui représente (au facteur $1/2 \rho V_0^2$ près) la grandeur et la direction de la résultante R à l'incidence correspondante.

Au delà de l'incidence correspondant au maximum de Cz, la portance diminue tandis que la traînée continue à augmenter. Or la force de traînée s'opposant à l'avancement il y a intérêt à ce qu'elle soit la plus faible possible pour une valeur donnée de la portance; il en résulte que les angles d'incidence utilisés par l'avion seront relativement faibles correspondant à la partie ascendante de la polaire (compris entre l'incidence de portance nulle et l'incidence de portance maximum).

En pratique la partie de la polaire pour les incidences usuelles étant très rapprochée de l'axe des ordonnées, on prend une échelle des Cx cinq ou dix fois plus grande que celle des Cz, et les valeurs de Cx étant faibles on porte souvent en ordonnée et en abscisse respectivement les valeurs de 100 Cz et 100 Cx (figure 8) mais le vecteur OM ne donne plus la valeur de la résultante R.

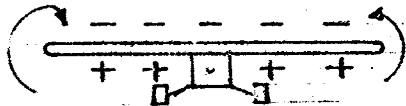
La valeur du rapport $\frac{Cz}{Cx}$ ou $\frac{100\,Cz}{100\,Cx}$ caractérise la qualité d'une aile on l'appelle "la finesse". Plus la finesse est grande plus faible est la traînée pour une sustentation donnée. Nulle pour l'incidence de portance nulle io, elle croît et atteint un maximum pour l'incidence correspondant au point où la droite menée de l'origine est tangente à la polaire puis décroît ensuite (figures 8 et 12).

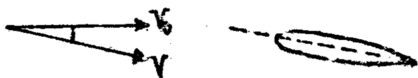
5) AILE D'ENVERGURE LIMITEE.

La théorie de l'aile d'envergure limitée a été faite par Prandlt.

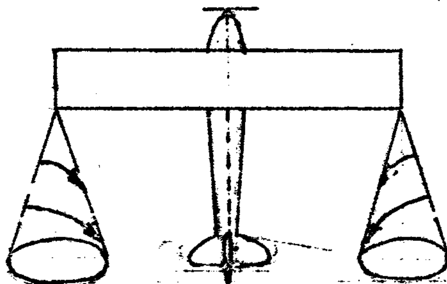
Sur une aile qui aurait une envergure infinie l'écoulement de l'air serait identique dans tout plan perpendiculaire à l'envergure. A une incidence donnée les dépressions sur l'extrados et les surpressions sur l'intrados seraient uniformes sur toute l'envergure.

Par contre si l'envergure est limitée, ce qui est le cas des ailes d'avions, l'écoulement est perturbé aux extrémités des ailes, les filets d'air sont déviés et ont tendance à passer de l'intrados qui est en surpression vers l'extrados qui est en dépression; il en résulte un courant secondaire qui a pour effet de faire dévier la vitesse vers le bas et de rendre la répartition des pressions non uniforme en envergure. La sustentation est maximum dans le plan de symétrie de l'aile et tend graduellement vers zéro aux extrémités. On constate en outre l'existence de deux tourbillons marginaux qui s'étendent très loin en arrière de l'aile.





La déviation de la vitesse vers le bas a pour conséquence de réduire l'incidence de l'aile d'un angle α_i appelé angle induit et donc de réduire la portance.



L'expérience a montré que α_i dépendait de la portance et de l'allongement de l'aile.

$$\alpha_i = \frac{C_z}{\pi \lambda} \quad \text{(radians)}$$

$$= 57{,}3 \, \frac{C_z}{\pi \lambda} \quad \text{(degrés)}$$

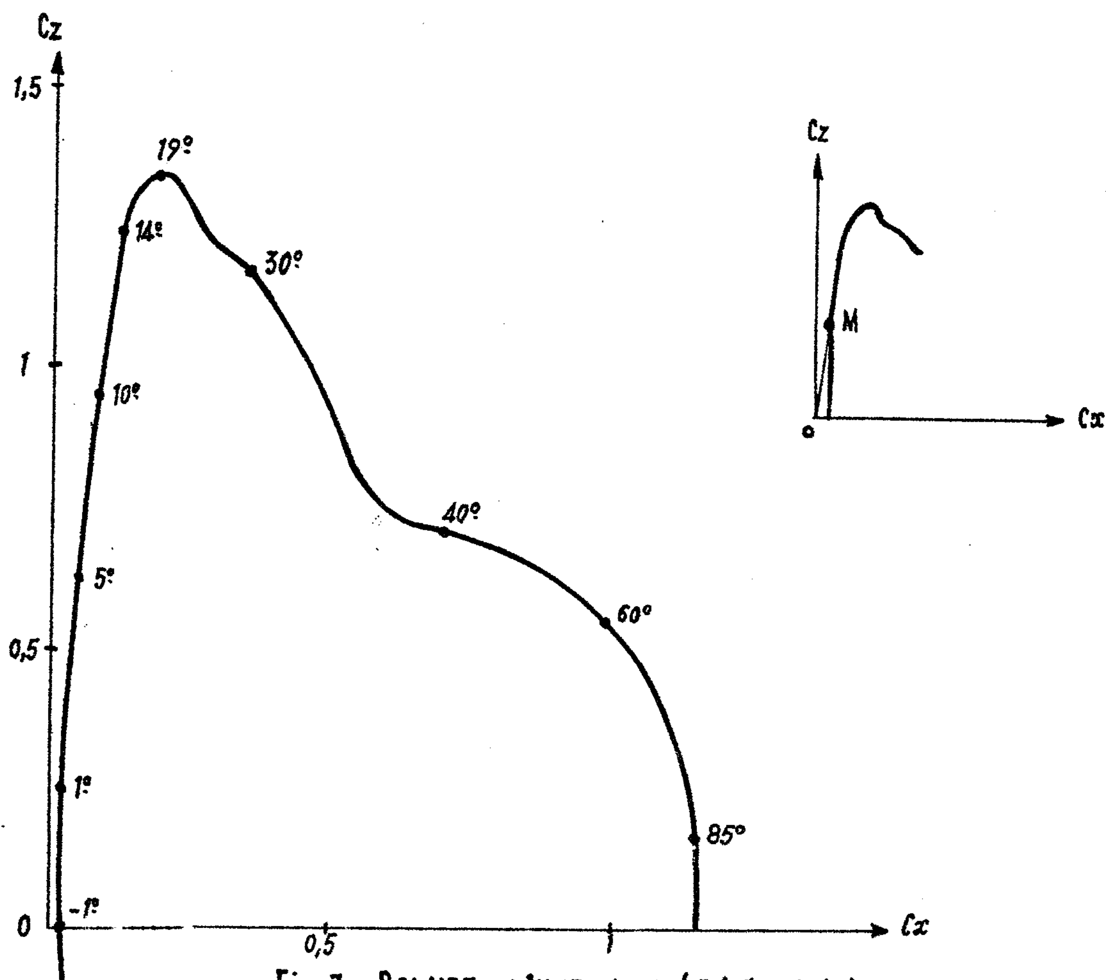


Fig. 7 - POLAIRE D'UNE AILE (Echelles égales)

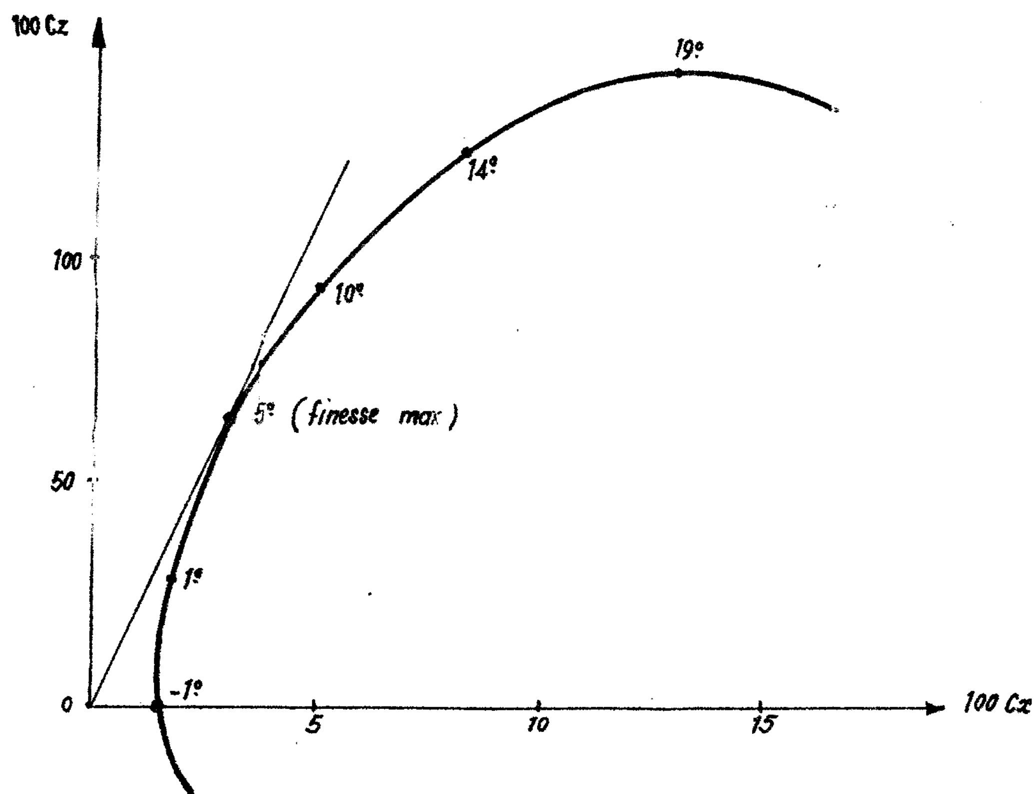


Fig. 8 - POLAIRE USUELLE D'UNE AILE (Echelles inégales)

Donc si l'on veut obtenir la même valeur de Cz que dans le cas d'une aile d'allongement infini il faudra augmenter l'incidence de l'aile d'une valeur égale à α_i.

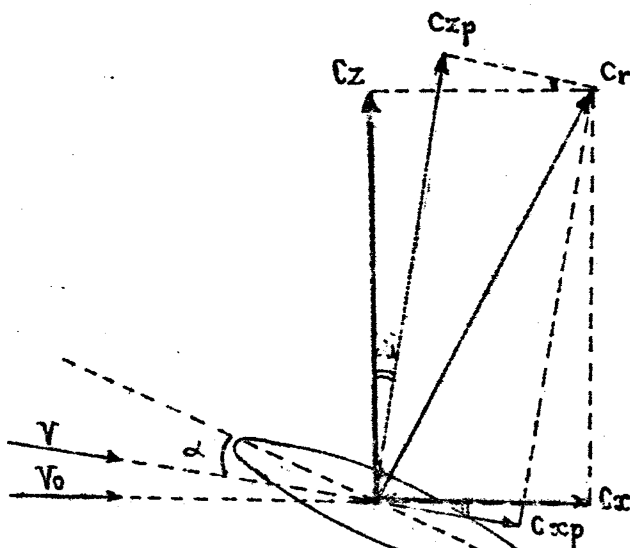
$$i = \alpha + \alpha_i$$ α est l'incidence effective.

Le gradient de portance $\frac{dC_z}{di}$ sera plus faible que dans le cas de l'allongement infini et d'autant plus que l'allongement sera faible.

La traînée de l'aile d'envergure limitée est plus élevée que la traînée de l'aile d'envergure infinie pour une portance donnée. Les valeurs de Cz et de Cx à retenir sont celles relatives à la vitesse Vo en amont du profil. Czp et Cxp étant les valeurs relatives à la vitesse V au droit du profil on a :

$$C_z = C_{zp} \cos \alpha_i - C_{xp} \sin \alpha_i$$

$$C_x = C_{xp} \cos \alpha_i + C_{zp} \sin \alpha_i$$



α_i étant faible $\cos \alpha_i \# 1$ et $C_{xp} \sin \alpha_i$ étant faible devant Czp on peut admettre que :

$$C_z \# C_{zp}$$

$$C_x = C_{xp} + C_z . \alpha_i$$

$$= C_{xp} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda}$$

L'augmentation de traînée est appelée "traînée induite" elle est due à la portance et son coefficient a pour valeur :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda}$$

$$C_x = C_{xp} + C_{xi}$$

On a donc intérêt pour réduire la traînée à donner à une aile le plus grand allongement possible compatible avec sa construction.

Prandlt a démontré que la traînée induite d'une aile d'allongement donné est minimum lorsque la répartition de la sustentation sur l'envergure est elliptique. Il faut donc pour un profil donné que la profondeur de l'aile varie en envergure suivant une loi elliptique, mais le contour de l'aile ne doit pas être obligatoirement une ellipse (exemples : bord d'attaque rectiligne et bord de fuite en demi-ellipse ou inversement, deux demi-ellipses de rapport d'axes différents etc...).

Polaire d'ailes d'envergure limitée.

Connaissant la polaire d'une aile d'allongement infini on pourra traçer la polaire d'une aile d'allongement λ_1 . Il suffira pour différentes valeurs de Cz d'ajouter la valeur du coefficient de traînée induite Cxi à celle de Cxp correspondant puisque Cx = Cxp + Cxi l'angle d'incidence pour une valeur de Cz donnée est alors $i = \alpha + \alpha_i$ au lieu de α (figure 9).

La courbe représentant $C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda}$ s'appelle polaire induite.

On pourra également tracer la polaire d'une aile d'allongement λ_2 si on connait la polaire d'une aile d'allongement λ_1. On a en effet à égalité de valeur de Cz :

$$C_{x_1} = C_{xp} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda_1} \qquad C_{x_2} = C_{xp} + \frac{C_z^2}{\pi \lambda_2}$$

d'où $$C_{x_2} = C_{x_1} + \frac{C_z^2}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1} \right)$$

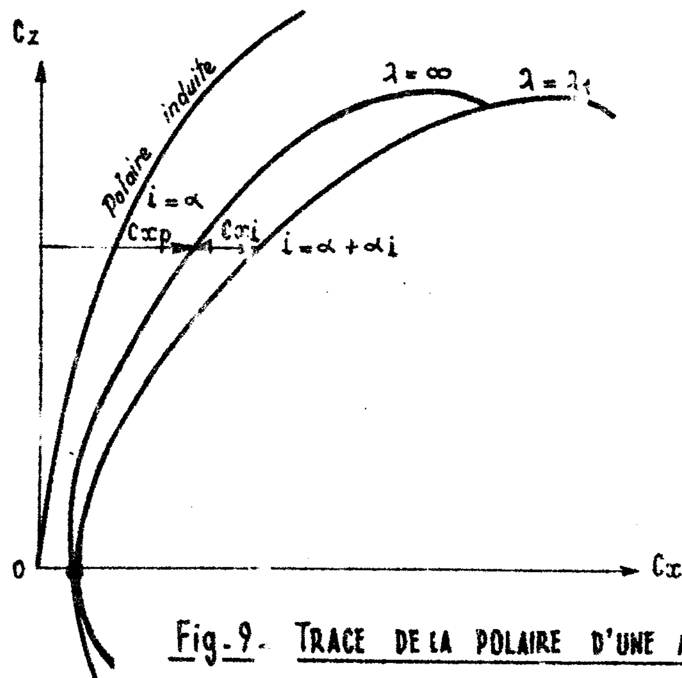


Fig. 9 - TRACE DE LA POLAIRE D'UNE AILE D'ENVERGURE LIMITEE

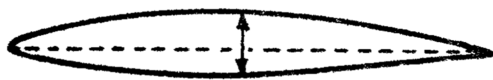


Fig. 10 - EXEMPLE DE PROFIL LAMINAIRE

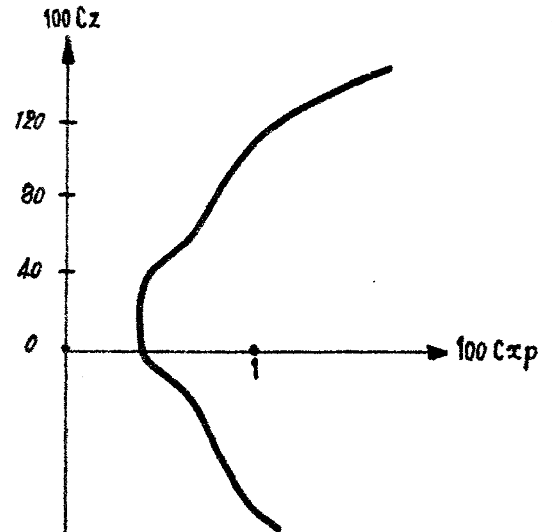


Fig. 11 - POLAIRE D'UNE AILE A PROFIL LAMINAIRE

$$i_1 = \alpha + \frac{C_z}{\pi \lambda_1} \qquad i_2 = \alpha + \frac{C_z}{\pi \lambda_2}$$

d'où $$i_2 = i_1 + \frac{C_z}{\pi}\left(\frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1}\right)$$

Ces formules ne sont toutefois valables que si la répartition de la sustentation est elliptique.

Pour les ailes où la répartition de la sustentation n'est pas elliptique en envergure la déviation de la vitesse n'a pas une valeur constante sur toute l'envergure. Pour pouvoir appliquer les formules ci-dessus on assimile l'aile d'allongement λ à une aile à répartition elliptique d'allongement plus faible $K\lambda$ appelé allongement fictif $(K < 1)$.

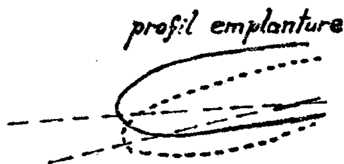
Sustentation maximum d'une aile d'envergure limitée.

Nous avons vu que lorsque l'incidence augmentait un décollement de la couche limite apparaissait sur l'extrados de l'aile. Ce décollement est la cause de la diminution de la portance au-delà d'une certaine incidence.

Pour une aile d'envergure limitée, l'incidence effective $(\alpha = i - \alpha_i)$ de chaque section de l'aile dépend de l'orientation du vecteur vitesse V au droit de la section. Si cette orientation est constante sur toute l'envergure α_i est constant, toutes les sections atteindront une valeur de Cz maximum pour la même incidence et si l'incidence continue de croître la portance diminuera, on dit que l'aile "décroche". Mais si l'orientation de la vitesse varie sur l'envergure ce qui est le cas des ailes dont la répartition de la sustentation n'est pas elliptique, l'incidence effective variera également en envergure, il en résultera que certaines sections de l'aile atteindront la valeur de Cz maximum avant les autres et donc décrocheront avant les autres.

Sur une aile rectangulaire l'angle induit α_i est minimum à l'emplanture et maximum aux extrémités, l'incidence effective étant donc plus grande à l'emplanture qu'aux extrémités la partie médiane de l'aile décrochera avant les extrémités. Cet effet est heureux car les ailerons (gouvernes qui servent au contrôle latéral de l'avion) étant placés aux extrémités de l'aile resteront efficaces lorsque le décrochage apparaitra et le pilote pourra garder le contrôle latéral de son appareil.

Sur une aile trapezoïdale fortement effilée et sur les ailes à flèche assez forte, les extrémités décrochent avant la partie médiane. On peut remédier à cet inconvénient en modifiant le calage des profils le long de l'envergure (l'angle de la corde des profils avec la corde du profil à l'emplanture augmente négativement au fur et à mesure qu'on se rapproche de l'extrémité) l'aile est ainsi gauchie et l'on peut obtenir que la partie médiane décroche avant les extrémités. On peut également placer une fente de bord d'attaque aux extrémités de l'aile (voir hypersustentation).

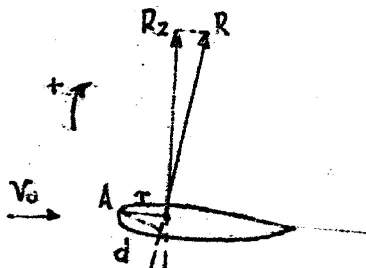


Les ailes à répartition de la sustentation elliptique peuvent également être gauchie pour conserver l'efficacité des ailerons en cas de décrochage.

Note : Adaptation de l'aile . Ayant fixé la forme en plan et la répartition des pressions sur l'aile pour une valeur donnée de C_z on détermine la forme et le calage du squelette (ligne moyenne) des profils le long de l'envergure. On obtient ainsi une meilleure finesse de l'aile pour le C_z de vol normal.

6) MOMENT DE LA RESULTANTE DES FORCES AERODYNAMIQUE.

La résultante des forces aérodynamiques varie non seulement en intensité mais aussi en direction et en position lorsque l'incidence varie. Le "centre de poussée", point de rencontre de la résultante R avec la corde du profil, se trouve à une distance du bord d'attaque variable avec l'incidence et avec la forme du profil.



On exprime le moment de la résultante des forces aérodynamiques par rapport à un point du profil, généralement le bord d'attaque A (1), et on prend pour sens positif celui d'un moment qui ferait cabrer l'avion (2).

$$M_A^t = -(R \times d)$$

L'angle de R avec Rz étant faible on peut écrire sans commettre d'erreur grave

$$M_A^t = -(Rz \times x)$$

(1) On exprime parfois le moment par rapport au point situé à 25 % du bord d'attaque. (U.S.A)

(2) Norme AFNOR de 1949. Cette norme a modifié les conventions de signes.

On définit un coefficient unitaire de moment C_{mA} par la relation :

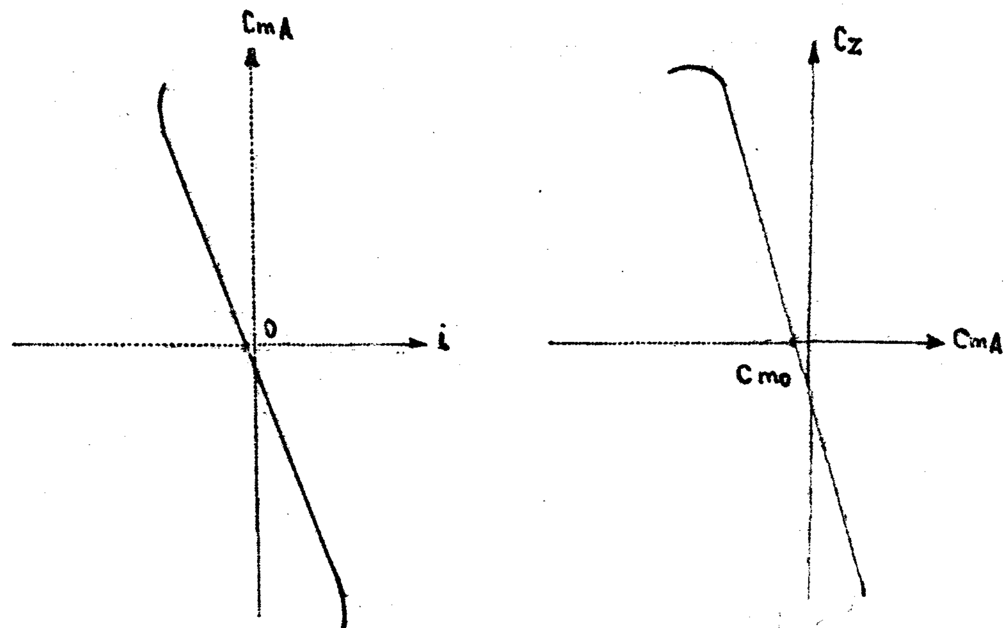
$$C_{mA} = \frac{M_A^t}{1/2\ \rho . S . l . V_0^2}$$

l étant une corde de référence de l'aile, on prend souvent la corde moyenne aérodynamique de l'aile qui correspond sensiblement à la corde du profil passant par le centre géométrique d'une demi-aile

et

$$M_A^t = \frac{1}{2}\ \rho .\ S .\ l .\ V_0^2 .\ C_{mA}$$

Pour un profil donné le moment variant avec l'incidence varie également avec la portance, on peut donc tracer la courbe $C_{mA} = f(i)$ et $C_z = f(C_{mA})$.



On peut écrire $C_{mA} = - \dfrac{R_z \times x}{1/2\, \rho . S . \ell . V_0^2} = - \dfrac{x}{\ell} \times C_z$

$\dfrac{x}{\ell}$ est la distance relative du centre de poussée (en pourcentage de la corde du profil de référence) cette distance est égale à $- \dfrac{C_{mA}}{C_z}$

On constate que l'évolution de Cm_A est sensiblement rectiligne dans la zone des incidences usuelles on peut écrire :

$C_{mA} = C_{m0} - K\, C_z$ Cmo étant la valeur de Cm_A pour $C_z = 0$.

En subsonique pour les profils usuels K est voisin de 0,25

$$\frac{x}{\ell} = - \frac{C_{mA}}{C_z} = - \frac{C_{m0}}{C_z} + K$$

La valeur de Cmo dépend de la courbure du profil.

Cmo = 0 pour les profils symétriques (le centre de poussée est fixe et situé à $K\ell$ du bord d'attaque).

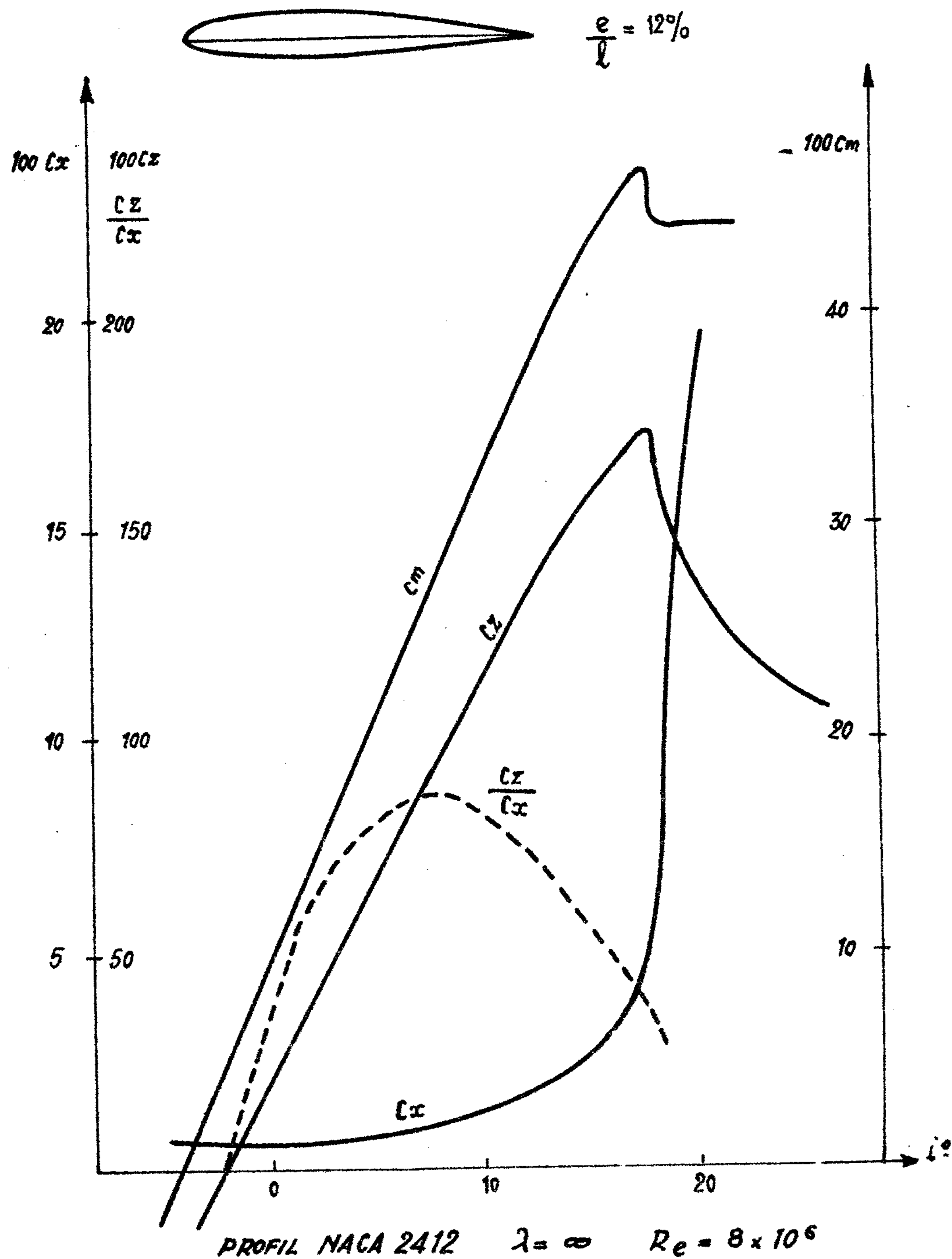
Cmo $<$ 0 pour les profils à simple courbure (le centre de poussée avance quand l'incidence croît).

Cmo $>$ 0 pour les profils à double courbure (le centre de poussée recule quand l'incidence croît).

Les dispositifs hypersustentateurs qui modifient la courbure du profil et en règle générale tout volet qui par son braquage modifie la courbure, modifie également la valeur de Cmo du profil.

A égalité de qualités aérodynamiques on utilise des profils à faible valeur de Cmo. Nous verrons l'importance de la valeur de Cm sur la stabilité de l'avion.

Les valeurs de Cz, Cx et Cm en fonction de l'incidence sont les caractéristiques aérodynamiques d'un profil. Les Laboratoires publient les caractéristiques de différents profils expérimentés à une valeur donnée du nombre de Reynolds et soit pour un allongement donné, soit ramené à l'allongement infini (figure 12). Les cotes des profils sont bien entendu indiquées d'autre part.



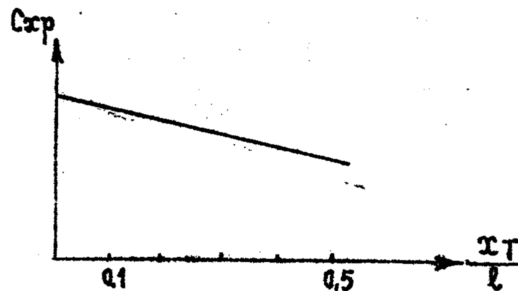
PROFIL NACA 2412 $\lambda = \infty$ $R_e = 8 \times 10^6$

Fig. 12 - CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES D'UN PROFIL D'AILE

7) REDUCTION DE LA TRAINEE DE PROFIL.

Nous avons vu que la traînée de profil pouvait être considéré comme la somme de la traînée due aux pressions et de la traînée due au frottement $Cxp = Cxh + Cxf$.

La traînée due au frottement est la plus importante (60 à 90 % de Cxp).



$\frac{x_T}{l}$: *distance relative du point de transition au bord d'attaque.*

Or nous avons indiqué que le frottement était plus important (3 à 4 fois plus) lorsque la couche limite était turbulente que lorsqu'elle était laminaire. On pourra donc réduire la traînée de profil si on peut conserver aux incidences usuelles une couche limite laminaire sur la majeure partie de la surface, autrement dit si l'on peut faire reculer la position du point de transition sur le profil.

Profil laminaire.

Nous avons vu que la position du point de transition était lié au gradient de pression $\frac{dP}{dx}$.



On peut en modifiant le dessein du profil obtenir une courbe de répartition des dépressions sur l'extrados telle que le gradient de pression devienne positif en un point situé le plus loin possible du bord d'attaque. Ce résultat est obtenu en reculant la position de l'épaisseur maximum du profil (40 à 60 % de la corde à partir du bord d'attaque au lieu de 30 %). De tels profils sont appelés "Profils laminaires" ils sont utilisés sur les avions modernes (figure 10) (ils présentent d'autres avantages aux vitesses élevées.)

Mais lorsque l'incidence croît, à une certaine valeur le point de transition se rapproche du bord d'attaque et Cxp augmente rapidement. La faible résistance de profil n'est obtenue que sur une plage étroite d'incidence; la polaire a une forme caractéristique, elle présente "une bosse laminaire" (figure 11). En outre lorsque l'incidence croît il y a risque de décollement de la couche limite laminaire.

Les profils laminaires sont particulièrement sensible à l'état de surface, une surface rugueuse favorisant l'apparition de la turbulence donc un avancement de la position du point de transition.

Aspiration de la couche limite.

Si au moyen de fentes pratiquées dans la paroi de l'aile on aspire la couche limite, on peut supprimer la transition et conserver une couche limite laminaire. Le débit d'aspiration nécessaire est relativement faible mais du point de vue constructif la réalisation de ce procédé est difficile.

CHAPITRE IV

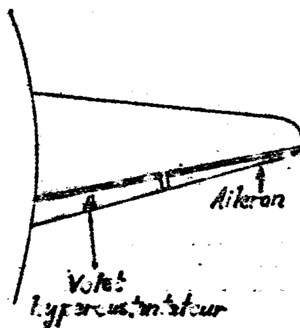
HYPERSUSTENTATION

Pour améliorer les performances en vol de croisière des avions on a augmenté sans cesse leur charge alaire (avion des Wright 7,3 Kg/m², Douglas D.C.8 533 Kg/m²). Il en résulte que les vitesses de décollage et d'atterrissage devraient être de plus en plus élevées ce qui entraînerait en particulier des longueurs de piste nécessaires de plus en plus grandes. Pour remédier à cet inconvénient on dote l'aile de dispositifs qui permettent de réduire la vitesse de sustentation en augmentant la portance de l'aile, ces dispositifs ne sont utilisés que pendant l'approche et l'atterrissage, le décollage et la montée initiale (1).

La vitesse de l'avion est $V = \sqrt{\dfrac{P}{1/2\,\rho\,Cz\,S}}$ car P = Rz

on voit donc que pour un avion de poids donné P on pourra réduire sa vitesse de sustentation soit en augmentant la surface de l'aile soit en augmentant Cz.

Des avions à surface variable ont été expérimentés.



La solution courramment adoptée consiste à augmenter la valeur de Cz en augmentant la courbure de la ligne moyenne du profil de l'aile. Des essais ont été effectués avec aile à profil variable obtenu par déformation de l'aile (avion Lachassagne), mais cela complique beaucoup la construction et en outre ce procédé ne serait pas réalisable sur les avions modernes dont le

(1) Il y a lieu de constater que malgré les progrès des dispositifs hypersustentateurs les vitesses d'atterrissage et de décollage se sont quand même accrues.

revêtement est rigide. On dote alors l'aile de dispositifs qui intéressent le bord d'attaque ou le bord de fuite ou les deux à la fois ; malheureusement on ne peut généralement pas placer les dispositifs de bord de fuite sur toute l'envergure de l'aile (présence des ailerons notamment) ce qui réduit le gain global de sustentation.

On peut également augmenter la valeur de Cz en aspirant ou en soufflant la couche limite.

1) DISPOSITIFS DE BORD D'ATTAQUE.

a) Fente de bord d'attaque.

Une petite aile auxiliaire est fixée en avant du bord d'attaque de façon à ménager une fente (figure 13). Par suite de la différence des pressions existant entre l'intrados et l'extrados un courant traverse la fente qui communique de l'énergie cinétique à la couche limite qu'il balaye retardant ainsi l'apparition du décollement. Il s'en suit que l'incidence de décrochage est plus élevée et que la valeur de Cz maximum est plus grande que dans le cas du profil sans fente. Le gain sur Cz max. est d'environ 30 à 40 %.

Mais la présence d'une aile auxiliaire augmente la valeur de la traînée ce qui est défavorable aux incidences de vol rapide, aussi généralement l'aile auxiliaire est constituée par la partie avant du bord d'attaque qui peut se déplacer vers l'avant créant ainsi la fente aux faibles vitesses. Ce déplacement peut être commandé par le pilote ou être automatique, dans ce dernier cas ce sont les dépressions d'extrados sur la partie antérieure du profil qui provoquent le déplacement lorsque l'incidence dépasse une certaine valeur.

Une fente de bord d'attaque peut n'intéresser que les parties extrêmes de l'aile de façon à ce que les ailerons restent efficaces en cas de décrochage, ces parties décrocheraient alors pour une incidence plus élevée que le reste de l'aile.

b) Bord d'attaque cassé.

La déformation du profil est obtenue par une rotation de la partie antérieure (10 à 30 degrés), la courbure de la ligne moyenne est ainsi augmentée (figure 14).

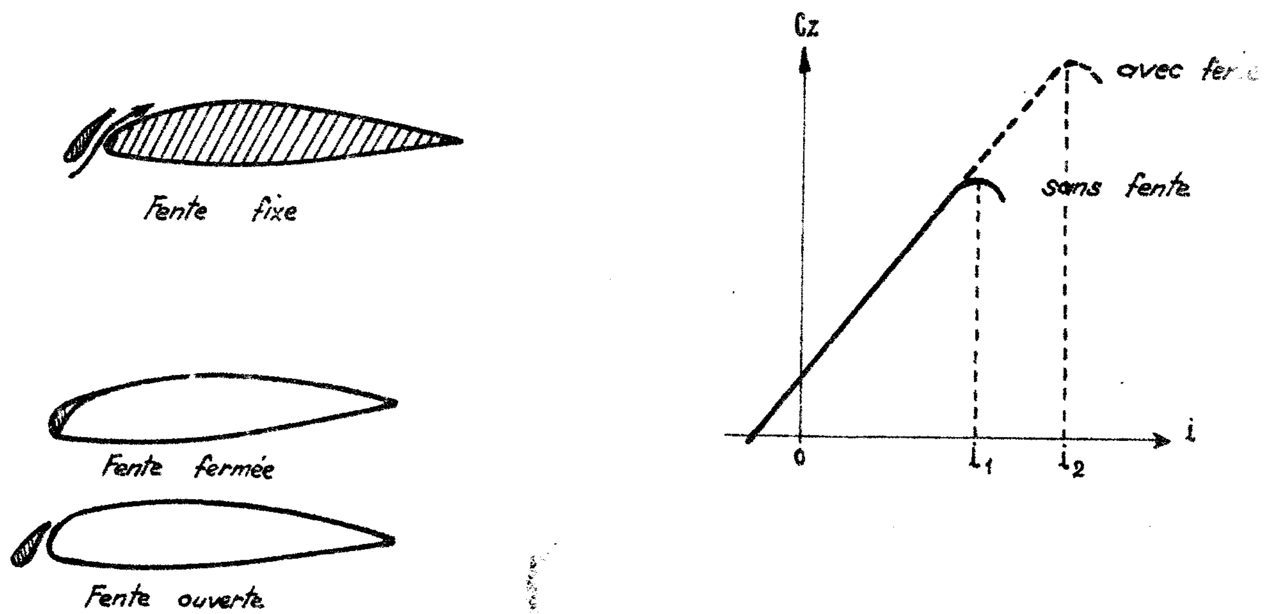


Fig. 13 - FENTE DE BORD D'ATTAQUE

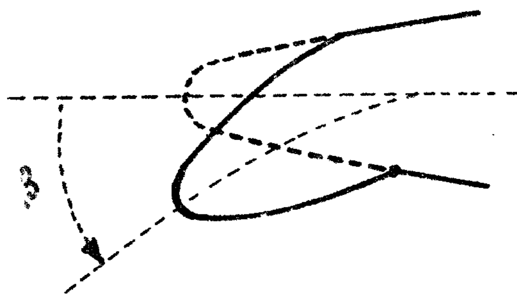


Fig. 14 - BORD D'ATTAQUE CASSE

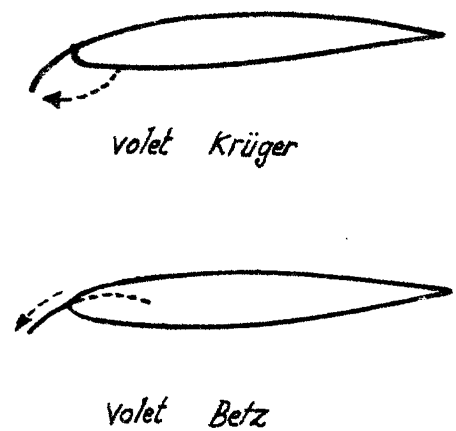


Fig. 15 - VOLETS DE BORD D'ATTAQUE

c) Volet de bord d'attaque.

Un volet appliqué sous le bord d'attaque à l'intrados ou contenu à l'intérieur du profil prolonge lorsqu'il est sorti l' l'extrados du profil (figure 15). Le point d'arrêt se trouve à la pointe du volet et varie fort peu avec l'incidence.

Ce dispositif ainsi que le précédent sont associés à un dispositif de bord de fuite.

2) DISPOSITIFS DE BORD DE FUITE.

Ces dispositifs intéressent généralement 15 à 25 % de la profondeur de l'aile.

a) Volet d'intrados.

Ce volet déforme seulement l'intrados (figure 16). Le braquage du volet donne naissance à des surpressions et à des dépressions sur le volet mais agit aussi sur l'aile pour augmenter les dépressions sur la moitié aval de l'extrados. Le sillage est très important derrière le volet ce qui se traduit par une forte augmentation de la traînée.

La courbe Cz = f (i) se déplace parallèlement lorsque le braquage augmente mais l'incidence correspondant à Cz max reste la même.

Avec un braquage à 45 degrés le gain de Cz max peut être accru d'environ 50 %.

b) Volet de courbure.

La partie arrière du profil est articulée et peut être braquée vers le bas ce qui augmente la courbure du profil (figure 17).

Le braquage du volet crée une dépression sur l'extrados du volet qui accroît les dépressions sur l'extrados de l'aile. Les surpressions sur l'intrados sont augmentées.

Les courbes Cz = f (i) sont sensiblement parallèles pour différentes valeurs du braquage. L'incidence de Cz maximum varie peu (légère diminution lorsque le braquage croît).

Le volet de courbure simple n'est plus utilisé, le volet à fente étant meilleur.

c) Volet à fente.

Dans son déplacement lors du braquage le volet ménage une fente entre sa partie avant et l'arrière de l'aile (figure 18). L'extrados du volet est donc soufflé ce qui retarde l'apparition des décollements sur celui-ci. Le débit de la fente dépend essentiellement du braquage et peu de l'incidence.

Le gain de Cz maximum peut atteindre 60 %.

d) Volet Fowler.

Le volet recule en même temps qu'il est braqué, il constitue ainsi une aile auxiliaire. On combine les effets de courbure, de fente et d'augmentation de surface (figure 19).

Le gain sur la valeur de Cz maximum peut atteindre 80 %.

e) Volets multiples.

On a constaté sur certains volets à fente que le décollement se produisait sur le volet plus tôt que sur l'aile, ce qui réduit son efficacité. On a cherché à éviter ce phénomène en augmentant le nombre de volets (figure 20). On peut ainsi obtenir un gain de Cz maximum encore plus élevé qu'avec le volet Fowler, de l'ordre de 120 % mais la réalisation mécanique est délicate. (Exemples : volets double du B. 707, volet à triple fente du Bréguet 940, du Boeing 727)

Remarque : Le braquage des volets hypersustentateurs augmente la traînée de l'aile, aussi pour le décollage et la montée initiale, on ne donne qu'un braquage modéré de façon à augmenter peu la traînée tout en ayant une augmentation de portance appréciable.

3) CONTROLE DE LA COUCHE LIMITE.

Les premières études d'aspiration et de soufflage de la couche limite remonte à 1930 environ. L'utilisation de moteurs à réaction offre des possibilités nouvelles au point de vue technique, le réacteur constitue en effet une source d'énergie partiellement disponible lors de l'atterrissage pour mettre en oeuvre l'aspiration ou le soufflage ou bien les deux à la fois en utilisant des trompes à induction dans lesquelles un jet d'air soufflé provoque une aspiration.

Des expérimentations en vol du contrôle de la couche limite ont déjà eu lieu. Le soufflage a déjà été utilisé sur certains avions. (en particulier sur ceux destinés à équiper des porte-avions (Bucaneer, Phantom, F.104 etc.).

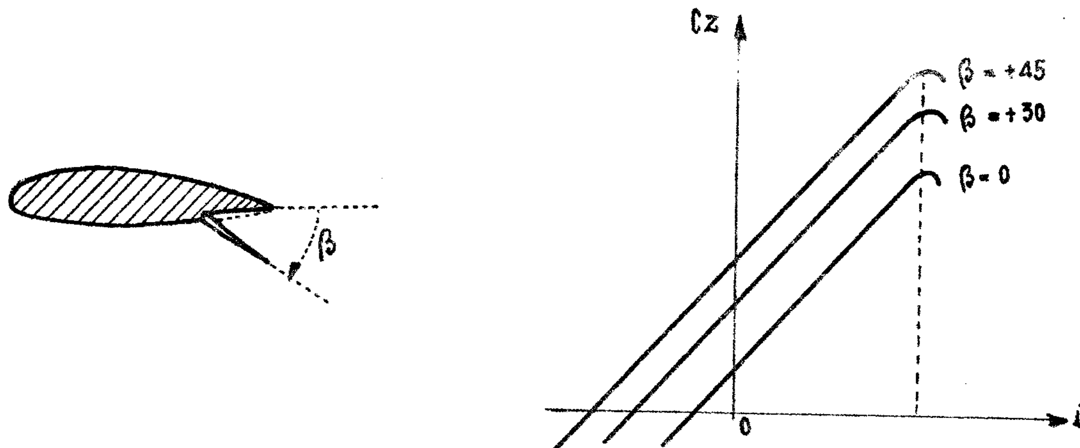


Fig. 16 - VOLET D'INTRADOS

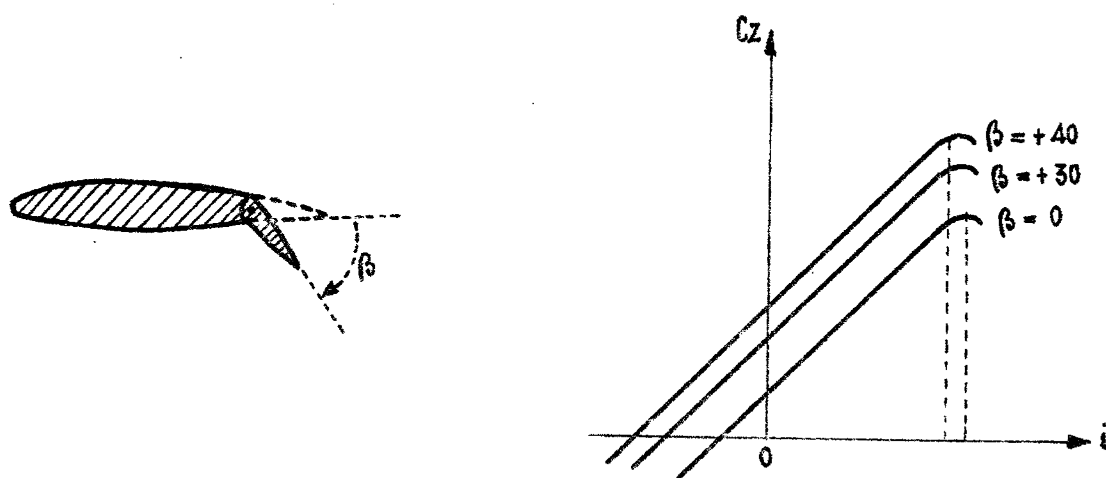


Fig. 17 - VOLET DE COURBURE



Fig. 18 - VOLET A FENTE

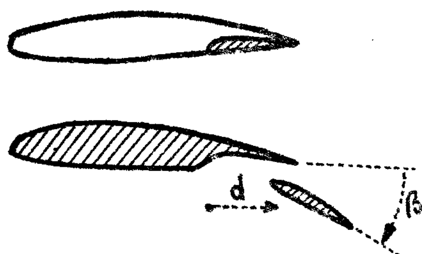
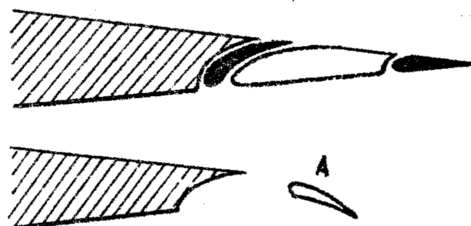


Fig. 19 - VOLET FOWLER

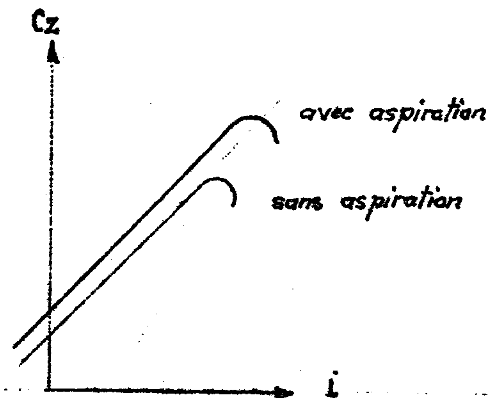


A : Bec de volet
B : Volet principal
C : Volet arrière

BOEING 727 (triple fentes à recul)

Fig. 20 - EXEMPLES DE VOLETS MULTIPLES

a) Aspiration.

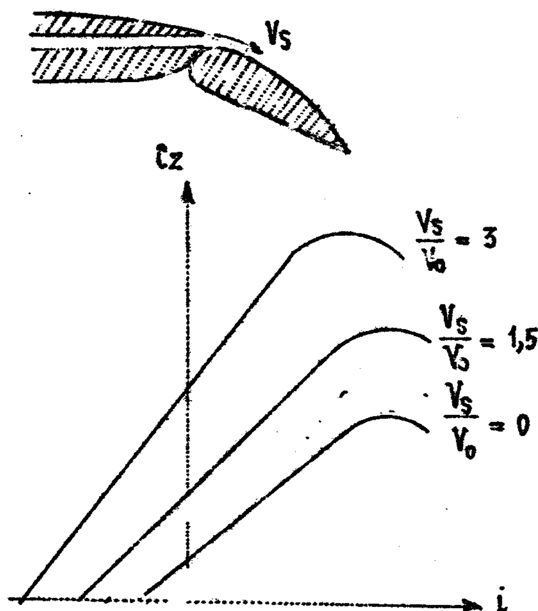


L'aspiration peut se faire soit par fentes isolées ou multiples soit au travers de parois poreuses. La couche limite ralentie par la viscosité est aspirée et si l'aspiration est suffisante l'apparition du décollement est supprimée. En outre en amont des fentes des survitesses se produisent dans l'écoulement à potentiel ce qui augmente la valeur des dépressions donc la portance.

On peut atteindre des incidences assez élevées et une valeur de Cz maximum plus grande.

Une aile dotée de dispositifs hypersustentateurs de bord d'attaque et de bord de fuite et aspirée doit pouvoir donner un gain d'environ 200 % de Cz maximum.

b) Soufflage.



Un jet fluide de vitesse Vs, issu d'une fente convenablement orientée par rapport à la paroi communique de l'énergie cinétique à la couche limite supprimant ainsi le décollement. De plus ce jet accélère les couches fluides dans la zone d'écoulement à potentiel ce qui produit une augmentation des dépressions sur l'extrados donc une augmentation de la portance à égalité d'incidence. Il donne en outre lieu à un effet de réaction qui engendre une composante propulsive. Le gradient de portance augmente avec le soufflage.

Le soufflage est plus actif que l'aspiration, il permet d'obtenir de grandes valeurs de Cz mais au prix d'une puissance élevée, l'hypersustentation n'est limitée que par les puissances disponibles ou par le débit qu'on peut prélever après le compresseur du réacteur. Il semble plus facilement applicable que l'aspiration.

- CHAPITRE - V -

- LES EMPENNAGES ET LES GOUVERNES -

Les empennages sont des organes qui servent à la stabilité et à la manoeuvrabilité de l'avion. En général un avion comporte un empennage horizontal et un ou plusieurs empennages verticaux.

Les empennages se comportent aérodynamiquement comme une aile, ils ont une certaine surface, un certain allongement, un profil et sont soumis à des forces aérodynamiques.

1) - EMPENNAGE HORIZONTAL (figure 21).

C'est l'organe de stabilité et de manoeuvrabilité longitudinal.

Il comporte généralement une partie fixe (plan fixe) et une partie mobile (volet de profondeur) relativement importante (peut atteindre 50 % de la profondeur) qui peut être braqué vers le haut ou vers le bas par le pilote au moyen de la commande de profondeur (manche à balai) afin de modifier l'incidence ou l'assiette de l'avion, ce dernier tournant autour de son centre de gravité. L'angle de la corde de référence du plan fixe avec la corde du profil de référence de l'aile s'appelle "l'angle de calage". Sur certains avions le plan fixe peut-être réglable en vol de façon à faire varier l'angle de calage.

Dans certains cas l'empennage horizontal est entièrement mobile, il n'y a pas de plan fixe. (1). Un avion peut ne pas avoir d'empennage horizontal on l'appelle "aile volante", le volet de profondeur est alors porté par l'aile.

---

(1) En transsonique l'efficacité d'une gouverne peut diminuer à certains nombre de Mach par suite de la formation d'onde de choc au voisinage de l'articulation. L'empennage monobloc est moins sensible à ce phénomène (F-100, Dassault SNB 2 etc) (Voir chapitre X).

L'empennage horizontal est amené à produire des actions aérodynamiques dirigées tantôt vers le haut et tantôt vers le bas, il en résulte que le profil le plus rationnel et le plus couramment adopté est un profil symétrique. Pour des raisons de robustesse et de rigidité on adopte des allongements modérés.

Les deux variables principales d'un empennage horizontal sont l'incidence ie et le braquage β de la gouverne.

L'évolution du coefficient unitaire de portance Cze est analogue à celui d'un profil d'aile muni d'un volet de courbure, le volet pouvant être braqué également vers le haut. En faisant varier β on peut donc faire varier Cze à une incidence donnée.

$$Cze = a.ie + b.\beta \qquad a \text{ et } b : \text{coefficients}$$

2) EMPENNAGE VERTICAL (figure 22)

C'est l'organe de stabilité et de manoeuvrabilité de route.

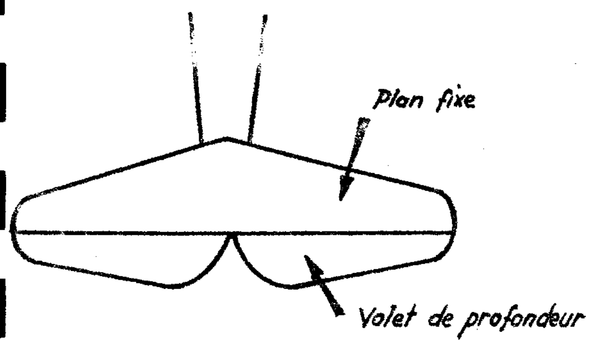
Il comporte généralement une partie fixe (la dérive) et une partie mobile (gouvernail de direction) actionné par le pilote à l'aide du palonnier.

La résultante des forces aérodynamiques qui apparaissent lorsqu'il y a dérapage (angle du vecteur vitesse Vo avec le plan de symétrie de l'avion) ou lorsqu'il y a braquage du gouvernail de direction admet une composante latérale Ry perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion qui fait tourner l'appareil autour de son centre de gravité. Cette force latérale pouvant agir tantôt dans un sens tantôt dans l'autre, le profil adopté est un profil symétrique. L'allongement de l'empennage vertical n'est pas uniquement choisi pour des considérations de qualités aérodynamiques ou de robustesse comme nous le verrons dans le chapitre sur la stabilité.

Les deux variables principales sont le dérapage j et le braquage δ du gouvernail de direction.

L'évolution du coefficient Cy en fonction de ces variables est similaire à l'évolution de Cze de l'empennage horizontal.

$$Cy = C.j + d.\delta \qquad C \text{ et } d : \text{coefficients}$$



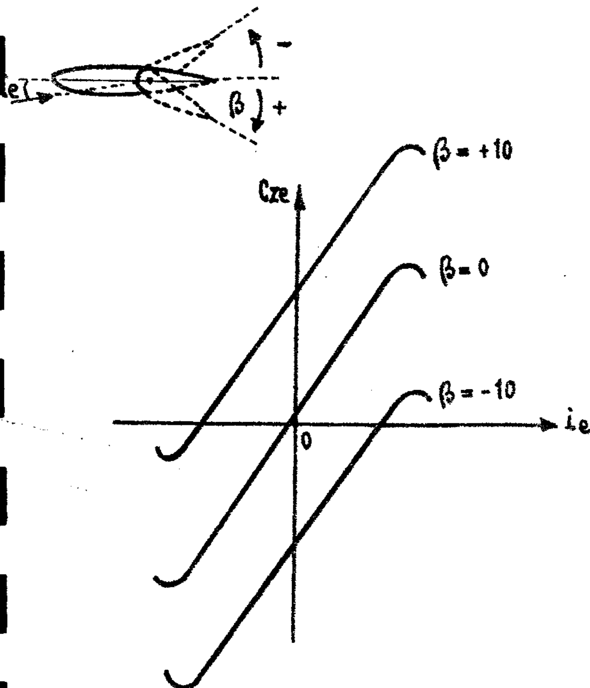
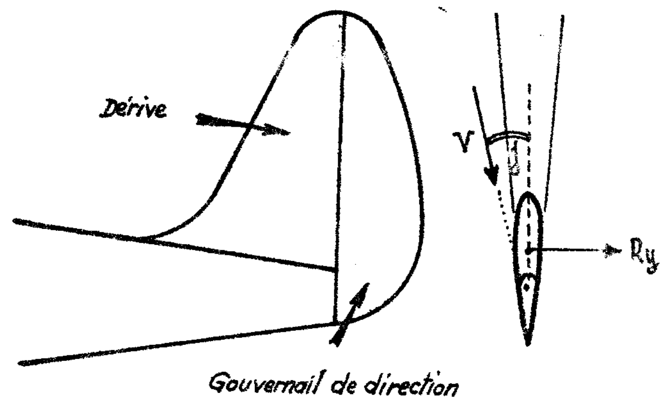


Fig. 21 - EMPENNAGE HORIZONTAL



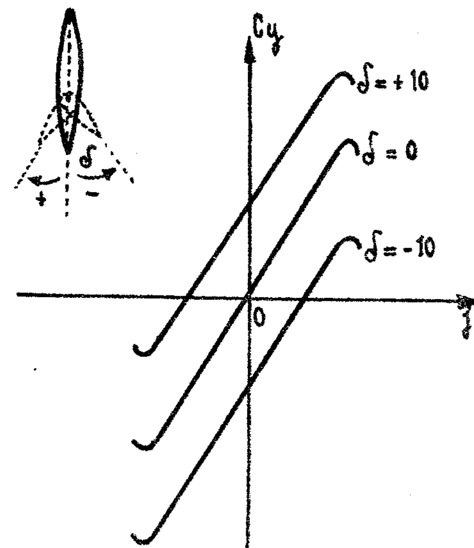


Fig. 22 - EMPENNAGE VERTICAL

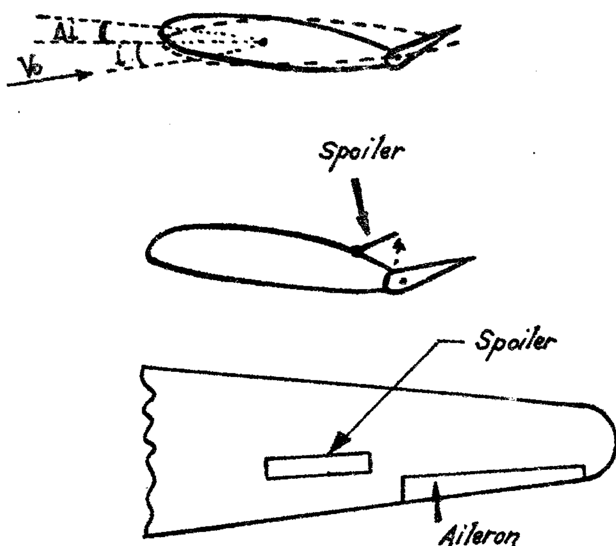


Fig. 23 - SPOILER

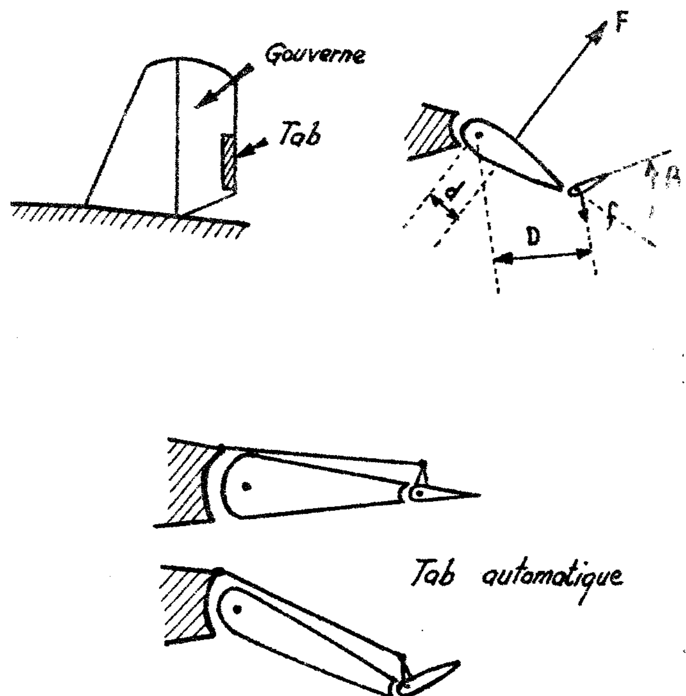
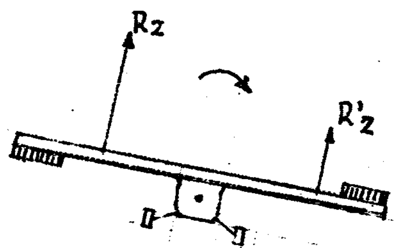


Fig. 24 - TABS

3) AILERONS.



Ce sont des gouvernes montées sur l'aile qui servent à manoeuvrer l'avion latéralement. Ils sont constitués par des volets placés aux extrémités de l'aile et qui peuvent être braqués vers le haut ou vers le bas. Ils agissent par variation de la courbure du profil, leur action est hypersustentatrice s'ils sont braqués vers le bas et hyposustentatrice s'ils sont braqués vers le haut. Les deux ailerons d'une aile sont conjugués, lorsque l'un s'abaisse l'autre s'élève, si bien que la portance d'une demi-aile augmente tandis que la portance de l'autre demi aile diminue, il en résulte un moment qui fait incliner l'avion dans le sens désiré. Les ailerons sont actionnés par le pilote à l'aide du manche à balai (déplacement latéral) ou d'un volant monté sur ce manche.

4) SPOILERS (figure 23).

Sur les avions rapides de fort tonnage le braquage des ailerons peut provoquer une torsion des demi-ailes entraînant une variation d'incidence d'où une variation de portance de sens inverse à celle produite par les ailerons, l'efficacité de ceux-ci peut alors être considérablement diminuée.

Pour remédier à cet inconvénient on place devant les ailerons et sur l'extrados de l'aile des petites surfaces appelées "spoilers" ou destructeurs de portance, le spoiler est braqué vers le haut lorsque l'aileron est lui-même braqué vers le haut. Il produit une chute de portance de la demi-aile.

Remarque : On peut également placer deux sortes d'ailerons, des ailerons d'extrémité utilisés pour les basses vitesses et des ailerons de surface moindre utilisés aux grandes vitesses placés à la partie médiane de chaque demi-aile, la rigidité en torsion étant plus forte dans cette partie qu'aux extrémités (exemple Boeing 707).

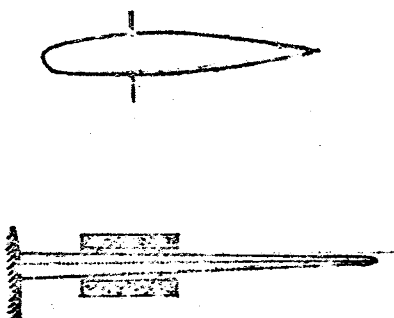
Remarques :

- Sur certains avions supersoniques le contrôle latéral à grande vitesse s'effectue uniquement avec les spoilers.

- Sur le Boeing 2707 (SST) on prévoit d'utiliser également les spoilers en approche finale pour maintenir l'avion sur la trajectoire optimum sans modifier l'assiette (variation de portance par braquage simultané sur les deux demi-ailes)

5) AEROFREIN.

Ce n'est pas à proprement parlé une gouverne mais un dispositif qui permet d'augmenter la traînée de l'aéronef. Les aérofreins sont utilisés sur certains appareils lorsqu'on veut réduire la vitesse en vol de descente (notamment avions à réaction de grande finesse qui ne bénéficient pas du freinage des hélices, planeurs de performances en approche, avions militaires en piqué). Ils peuvent contribuer également à diminuer la longueur de roulement à l'atterrissage (1).

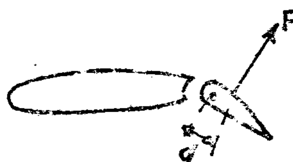


Les aérofreins sont constitués par de faibles surfaces braquées perpendiculairement à la vitesse relative. Du fait des interactions (voir chapitre VII § 1) l'augmentation de traînée est supérieure à la résistance propre de l'aérofrein (peut être supérieure au double). L'efficacité varie suivant la position sur l'aéronef.

L'aérofrein peut être constitué par une surface pleine ou perforée de trous pour diminuer l'importance des remous. Il peut être situé sur l'extrados ou sur l'intrados de l'aile ou sur les deux à la fois, il peut également être situé sur le fuselage.

Note : Sur certains avions les spoilers peuvent être aussi utilisés comme aérofreins en les braquant à 90 degrés.

6) COMPENSATION DES GOUVERNES.



Quand une gouverne est braquée des forces aérodynamiques s'exercent sur elle, la résultante de celles-ci produit un moment par rapport à l'axe de rotation de la gouverne $M^{t} = F \times d$, c'est le moment de charnière qui est une caractéristique importante.

(1) On a également utilisé dans ce but un parachute attaché à la pointe arrière de l'avion que le pilote ouvre à l'atterrissage et qui freine l'aéronef.

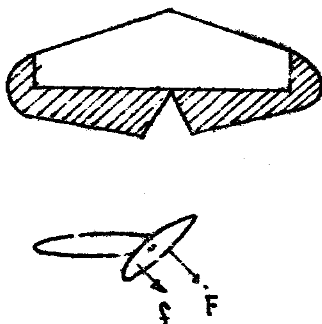
Pour des avions de grandes dimensions ou rapides ce moment peut être important et l'effort que devra fournir le pilote pourra être trop grand. Il faut donc trouver un moyen de réduire la valeur du moment de charnière sans nuire à l'efficacité de la gouverne et même prévoir une possibilité d'annulation complète en vol de croisière.

Les moyens de compensation utilisés peuvent être mécaniques ou aérodynamiques.

Mécaniques.

En un point de la timonerie qui relie la commande à la gouverne on peut créer une force d'intensité convenable grâce à un ressort ou à un poids.

Aérodynamiques.



a) Modification de la forme en plan.

Si une partie de la gouverne est située en avant de l'axe d'articulation les forces aérodynamiques qui agissent sur cette partie créent un moment de sens inverse à celui produit par les forces qui s'exercent sur la partie en arrière de l'axe, d'où diminution du moment de charnière.

b) Recul de l'axe d'articulation.

Cela revient à diminuer la distance d donc à réduire le moment de charnière.

c) Tab.

Le tab ou flettner est une partie de l'extrémité de la gouverne qui peut être braquée d'un angle β' par rapport à la gouverne (figure 24).

Le tab étant braqué en sens inverse du braquage de la gouverne les forces aérodynamiques qui s'exercent sur lui donnent naissance à un moment f x D de sens inverse au moment F x d et par suite le moment de charnière est plus faible $M^t = Fd - fD$ et peut même être nul si $Fd = fD$.

La surface du tab est généralement très faible vis à vis de celle de la gouverne parce que la distance D est considérablement plus grande que d.

Il existe différentes sortes de tabs, nous en indiquons deux :

- Tab compensateur de régime.

Le braquage du tab β' est fixe quand le braquage de la gouverne varie. La valeur de β' peut être réglé au sol ou en vol. Ce tab est utilisé pour corriger des anomalies de symétrie (ailerons) ou d'écoulement (gouvernail de direction) ou pour annuler en croisière le moment de charnière de la gouverne de profondeur.

- Tab automatique.

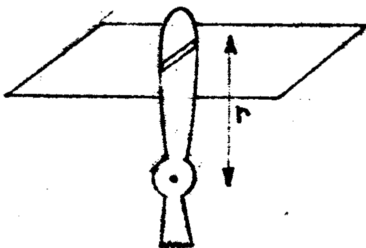
La commande du tab est réuni au plan fixe. Le braquage β' du tab est proportionnel au braquage β de la gouverne. C'est un compensateur d'évolution.

Remarque : Lorsque le calage du plan fixe de l'empennage horizontal est réglable par le pilote cela permet de diminuer le braquage nécessaire de la gouverne de profondeur (diminution de la traînée et meilleure manoeuvrabilité). C'est un système de compensation de régime.

CHAPITRE VI

L'HELICE

1) DEFINITIONS GEOMETRIQUES.



Une hélice comporte un moyeu et des pales. On appelle :

- axe de l'hélice : l'axe de rotation
- axe de la pale : une droite de référence liée à la pale
- section droite de pale : section par un plan normal à l'axe de la pale à une distance r de l'axe de l'hélice. Elle est définie par sa forme, sa corde AB et l'angle θ (calage) que fait cette corde avec le plan de rotation de l'hélice
- pas d'une section : $H = 2\pi r \operatorname{tg} \theta$
- pas relatif d'une section : le rapport $\frac{H}{D}$

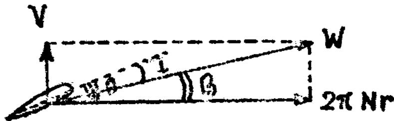
D : diamètre de l'hélice

L'hélice est dite "à pas constant" quand toutes les sections droites ont le même pas ($r \operatorname{tg} \theta = C^{te}$). Elle est dite " à calage variable" (ou à pas variable) lorsque l'orientation de la pale par rapport au moyeu peut être modifiée, le calage de toutes les sections est modifié de la même valeur.

Par convention on définit le pas d'une hélice par celui de la section droite située à 70 % de la pale à partir de l'axe de l'hélice.

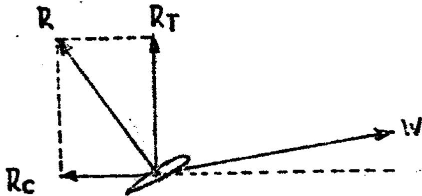
2) FONCTIONNEMENT AERODYNAMIQUE.

Un élément de pale peut être assimilé à un élément d'aile.



Considérons une section droite de pale, la vitesse W est la résultante de la vitesse d'avancement V et de la vitesse de rotation $2\pi Nr$, N étant le nombre de tours par seconde. L'angle que fait W avec le plan de rotation est donné par :

$$tg\,\beta = \frac{V}{2\pi Nr}$$



et l'incidence de la section de pale est $i = \theta - \beta$.

En réalité l'incidence effective est inférieure à l'incidence géométrique i car il existe comme sur une aile d'envergure limitée des vitesses induites.

β décroît du moyeu à l'extrémité de la pale puisque la distance r croît, par suite le calage θ devra également décroître de manière que l'incidence i garde une valeur correcte dans toutes les sections.

Les forces aérodynamiques admettent une résultante R dont les projections sur l'axe de l'hélice et dans le plan de rotation de l'hélice sont respectivement R_T et R_c - R_T dirigée dans le sens de la vitesse d'avancement est la traction, R_c dirigée en sens inverse de la vitesse de rotation est l'effort résistant. Le couple résistant est $Q = r \times R_c$ pour le vaincre il faut fournir une puissance $P = 2\pi N r R_c$. Le rendement de l'élément de pale est égal au rapport de la puissance recueillie $V \times R_T$ à la puissance fournie P soit

$$\eta = \frac{V R_T}{2\pi Nr \cdot R_c} = \frac{R_T}{R_c}\, tg\,\beta \quad \text{puisque} \quad tg\,\beta = \frac{V}{2\pi Nr}$$

Le calcul montre qu'à β constant le rendement est d'autant plus grand que la finesse du profil de pale est grande. Le rendement maximum maximorum sera donc obtenu en utilisant un profil fin et fonctionnant pour le β considéré à l'incidence $i = \theta - \beta$ de finesse maximum.

On constate qu'en amont et en aval de l'hélice la vitesse de l'air est accrue (effet de souffle) l'augmentation aval étant la plus importante. La veine soufflée subit une torsion hélicoïdale dans le sens de la rotation. Comme pour une aile d'envergure limitée on note à chaque pale l'existence de deux tourbillons marginaux, l'un au pied de pale l'autre à l'extrémité.

3) DIVERS MODES DE FONCTIONNEMENT.

a) Fonctionnement hélice.

Lorsque $V = o$ ce qui correspond au point fixe $\beta = o$ et $i = \theta$ il y a traction et couple résistant.

Lorsque V croît, i diminue, la traction et le couple résistant varie mais restent de même sens. A une certaine valeur de V la traction est nulle alors que le couple résistant a une certaine valeur (figure 25).

b) Fonctionnement hélice frein.

Si V croît encore il existe une force de traction mais dirigée en sens inverse de la vitesse d'avancement l'hélice absorbe de la puissance mais fonctionne en hélice frein (figure 26).

c) Fonctionnement en aéromoteur.

Pour une vitesse d'avancement V encore plus grande la résultante R a une position telle que la traction est négative comme dans le cas précédent mais que la projection de R dans le plan de rotation de l'hélice est dans le même sens que la vitesse de rotation, l'hélice freine mais fournit de la puissance elle fonctionne en aéromoteur (figure 27).

Une hélice qui doit travailler normalement en aéromoteur (moulinet) comporte un profil dont l'extrados est situé du côté opposé à la vitesse d'avancement pour obtenir une meilleure puissance.

4) COEFFICIENTS CARACTERISTIQUES, INTERET DE L'HELICE A CALAGE VARIABLE.

Charles Renard a établi les formules suivantes donnant la puissance absorbée et la traction d'une hélice :

$$P = \mathcal{X} \rho N^3 D^5$$

$$T = \mathcal{Z} \rho N^2 D^4$$

$\mathcal{X}$ et $\mathcal{Z}$ sont appelés respectivement "coefficient de puissance" et "coefficient de traction", ils sont sans dimension (inférieur à 1) et ne dépendent que du calage θ et du rapport $\frac{V}{ND}$ (rapport de la vitesse d'avancement à la vitesse périphérique).

Deux hélices sont semblables si les pales sont semblables et les calages égaux.

Deux hélices semblables présentant le même rapport $\frac{V}{ND}$, appelé "paramètre de similitude" des hélices, ont des incidences géométriques égales et des incidences effectives égales par suite les coefficients $\mathcal{X}$ et $\mathcal{Z}$ sont égaux.

Le rendement de l'hélice qu'on appelle aussi "efficacité" est la généralisation du rendement de l'élément de pale et est égal à :

$$n = \frac{TV}{P} = \frac{\mathcal{Z}}{\mathcal{X}} \times \frac{V}{ND}$$

On peut tracer pour une hélice de pas relatif donné les courbes représentant $\mathcal{X}$, $\mathcal{Z}$ et n en fonction de $\frac{V}{ND}$ (figure 28).

Nous avons vu que pour une hélice de pas donné le rendement était maximum lorsque l'incidence i avait une valeur donnée (correspondant à la finesse maximum) or l'incidence dépend de β donc aussi de $\frac{V}{ND}$, le rendement est maximum pour une valeur déterminée de $\frac{V}{ND}$, valeur d'autant plus grande que le pas est plus grand. Mais $\frac{V}{ND}$ varie suivant le régime de vol de l'avion (faible au décollage, élevé en vol de croisière) le rendement ne pourra donc pas être maximum à tous les régimes avec une hélice à pas fixe.

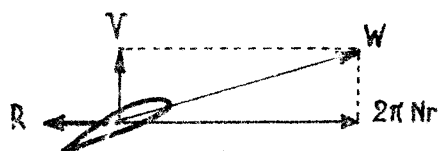


Fig. 25 - TRACTION NULLE

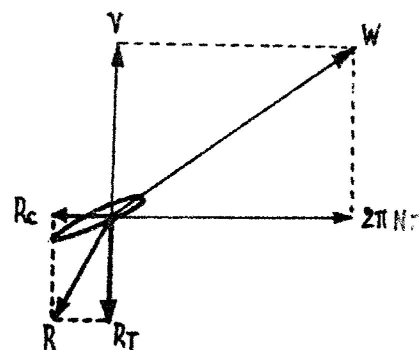


Fig. 26 - HELICE FREIN

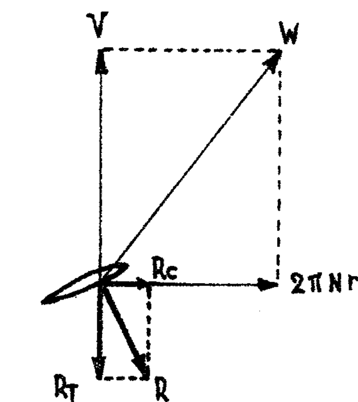


Fig. 27 - AEROMOTEUR

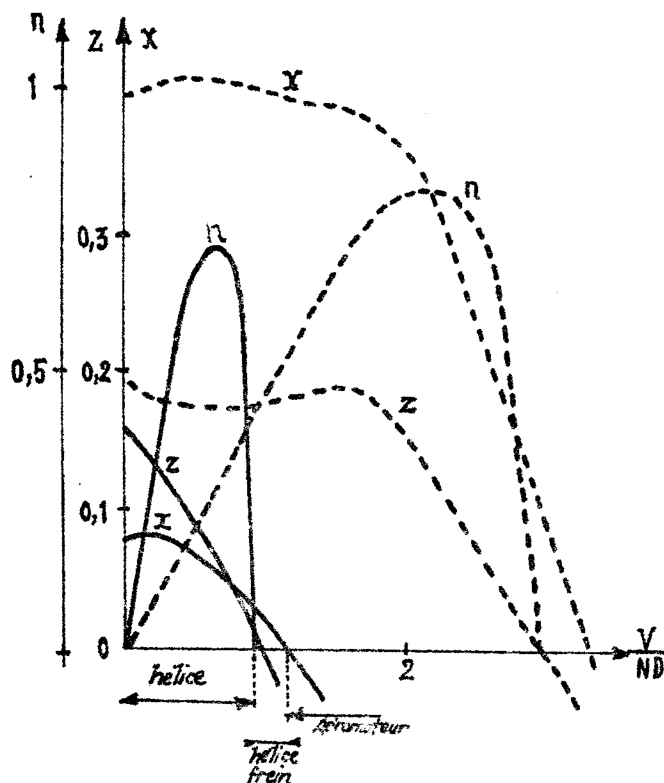


Fig. 28 - COEFFICIENTS CARACTERISTIQUES DE L'HELICE EN FONCTION DU PARAMETRE DE SIMILITUDE (POUR 2 VALEURS DE PAS RELATIF).

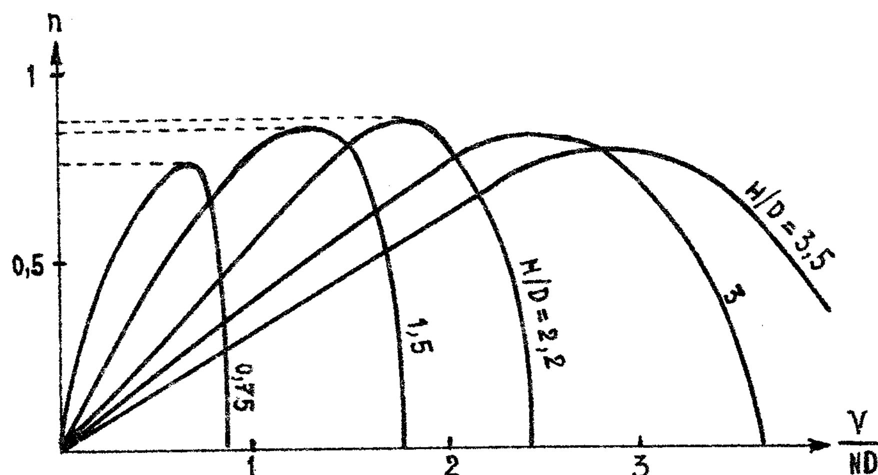


Fig. 29 - RENDEMENT EN FONCTION DU PARAMETRE DE SIMILITUDE POUR DIFFERENTES VALEURS DU PAS (Hélice à calage variable).

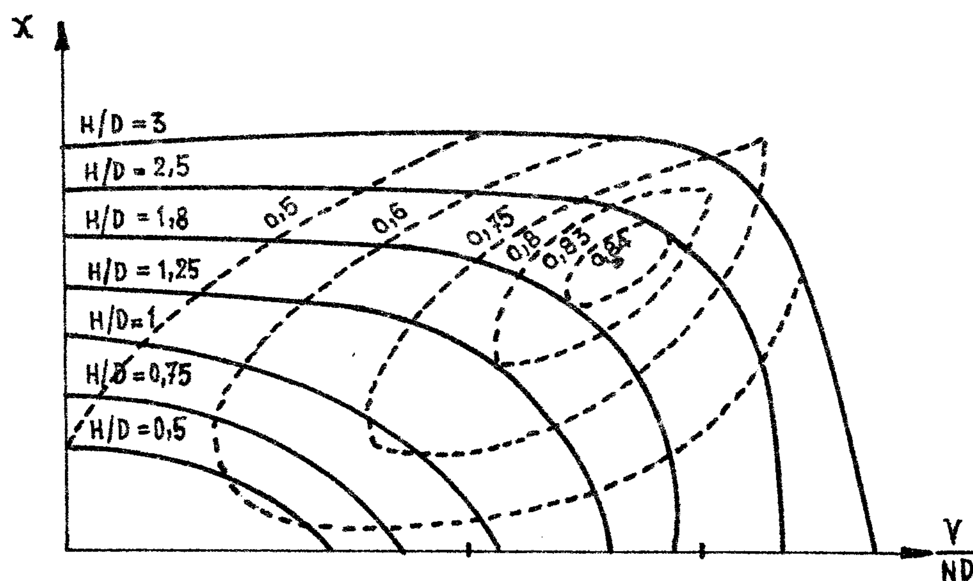


Fig. 30 - DIAGRAMME D'UNE FAMILLE D'HELICES

On pourra obtenir que l'hélice fonctionne avec un rendement maximum aux divers régimes de vol en modifiant le pas ce qu'on obtient en faisant varier le calage des pales par rotation de celles-ci autour de leur axe (axe de pale). L'incidence $i = \theta - \beta$ pourra ainsi rester constant et conserver sa valeur optimum pour différentes valeurs de β donc de $\frac{V}{ND}$ (figure 29). Une telle hélice s'appelle " à calage variable" ou "à pas variable". La commande de variation du calage peut être manuelle ou mieux être automatique.

La rotation des pales d'une hélice à calage variable engendre une famille d'hélices d'où une famille de courbe τ, χ et n. On se sert souvent des courbes $\chi = f\left(\frac{V}{ND}\right)$ sur lesquelles sont portées les valeurs du rendement et on trace les courbes d'iso-rendement (figure 30).

Il y a lieu de remarquer que la valeur du rendement maximum varie avec le pas de l'hélice, il existe un rendement maximum maximorum. Le meilleur rendement qui a été obtenu est de 0,84, un rendement de 0,8 doit être considéré comme très bon.

Remarque I : On voit d'après l'allure des courbes représentant le rendement en fonction du paramètre de similitude d'une hélice à calage variable (figure 29) qu'il faut faire fonctionner l'hélice au pas le plus petit au décollage et au pas le plus grand en vol à la vitesse maximum.

Remarque II : Sur les multimoteurs les hélices à calage variable peuvent généralement être mises en position "drapeau" (θ moyen 90 degrés) en cas de panne moteur de façon à annuler leur vitesse de rotation (ce qui supprime le freinage dû à l'hélice qui tournerait en moulinet ; peut éviter au moteur de se détériorer, réduit la traînée de l'hélice stoppée).

Sur certaines hélices le pas peut être inversé (θ négatif) pour produire une traction négative, procédé utilisé en plus des freins de roue pour réduire la distance de roulage à l'atterrissage.

5) INFLUENCE DES CARACTERISTIQUES DES PALES.

a) Profil

On choisit des profils qui ont leur finesse maximum à des Cz assez élevés (0,3 à 0,6) pour conserver une largeur de pale

raisonnable, ce sont en général des profils assez minces et à ligne moyenne cambrée. L'épaisseur relative élevée près du pied de pale 30 à 40 % à cause de la résistance mécanique nécessaire diminue rapidement à 10 % environ sur la seconde moitié de la pale.

Pour les hélices destinées à des avions rapides il faut que les extrémités des pales aient des profils dessinés pour fonctionner aux grandes vitesses.

b) Forme des pales.

La forme de la pale d'une hélice est un facteur secondaire, elle est surtout déterminée par la résistance mécanique. Toutefois la largeur relative doit être d'autant plus faible que le pas est grand.

c) Nombre de pales.

A égalité de surface totale des pales, l'hélice tripales est meilleure que l'hélice bipales.

CHAPITRE VII

L'AVION

1) INTERACTIONS.

On pourrait croire que la traînée de l'avion est égale à la somme de la traînée ou de la résistance de ses éléments (aile, fuselage, empennages, fuseaux moteurs, etc....) et que la portance de l'avion est égale à la portance de l'aile. Et bien généralement la traînée de l'avion est supérieure à cette somme et la portance peut être inférieure à certaines incidences par suite des interactions entre éléments.

On désigne sous le nom "d'interactions" les phénomènes d'influence mutuelle auxquels donnent lieu deux corps suffisamment rapprochés l'un de l'autre.

Interaction aile - fuselage.

Lorsque l'incidence croît des décollements prennent naissance au voisinage des surfaces en contact de l'aile et du fuselage, le sillage tourbillonnaire perturbe l'écoulement sur une partie de l'aile et sur le fuselage, il en résulte une augmentation de la traînée et la portance de l'aile peut être diminuée d'une quantité non négligeable.

L'interaction est essentiellement conditionnée par la forme de la section droite du fuselage et la position de l'aile sur celui-ci. En règle générale l'aile haute est meilleure que l'aile basse, l'interaction sera plus faible si la paroi du fuselage est perpendiculaire à l'aile à l'emplanture, le maître-couple du fuselage situé en arrière de l'aile est également plus favorable que s'il est situé plus en avant (figure 31).

L'interaction aile - fuselage a été très étudiée sur les avions à ailes en flèche, elle peut être favorable dans certains cas. Sur les avions à vitesse modérée on a cherché à donner au fuselage un contour longitudinal compatible avec les lignes de courant autour de l'aile à l'incidence de vol normal.

Lorsque la disposition relative de l'aile et du fuselage donne lieu à une polaire mauvaise, une grande amélioration est obtenue en ménageant une surface de raccordement qui supprime la divergence des formes. Ces surfaces sont appelées "congés Karman" (figure 32).

Interaction aile - empennage.

L'interaction fondamentale sur l'empennage horizontal est celle de l'aile. Nous avons vu que les filets d'air étaient déviés vers le bas en arrière de l'aile, la vitesse fait alors un angle ε avec la vitesse en amont de l'aile qu'on appelle la déflexion et est légèrement plus faible que la vitesse amont. Le braquage d'un volet hypersustentateur augmente la valeur de la déflexion.

La vitesse en amont de l'empennage horizontal est inférieure à Vo et l'incidence effective de l'empennage est diminuée $i_e = i - \varepsilon$.

Interaction aile - fuseaux moteurs.

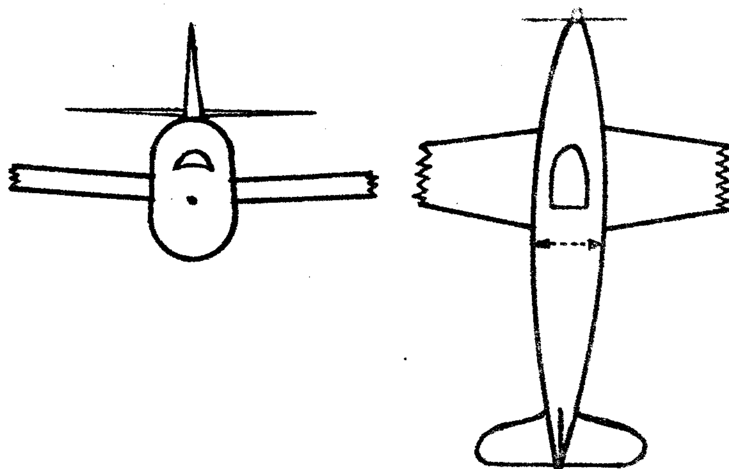
Le dessin des fuseaux moteurs est un problème délicat; aux grandes incidences un mauvais traçé entraîne une cassure de la polaire.

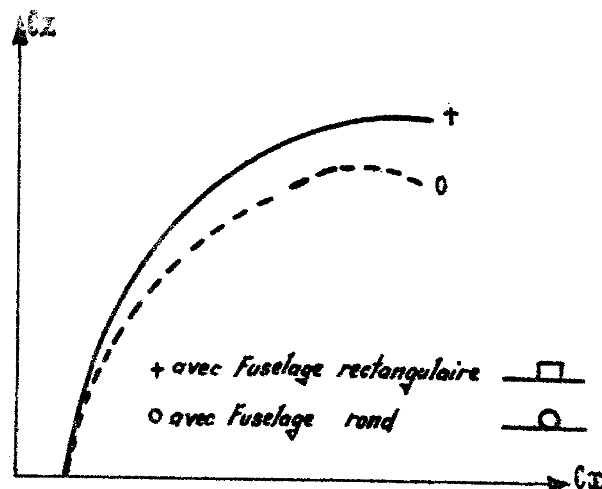
Interaction hélice - aile.

Le souffle de l'hélice qui se fait sentir sur une partie plus ou moins étendue de l'avion provoque un accroissement de vitesse et des variations d'incidence du fait de la rotation de la veine soufflée qui a pour principal effet de modifier la portance.
L'hélice est elle-même interactionnée par l'aile et le fuseau moteur et ses caractéristiques sont modifiées.

2) POLAIRE DE L'AVION.

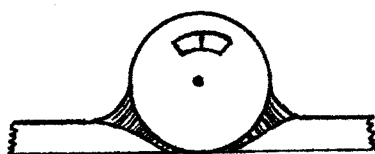
En pratique il est difficile de prévoir les modifications apportées par les interactions aussi est-il nécessaire d'essayer en soufflerie une maquette de l'avion complet pour tracer la polaire de l'avion. On utilise parfois des maquettes motorisées (hélices actionnées par des petits moteurs électriques, jet des réacteurs figurés au moyen d'air comprimé).

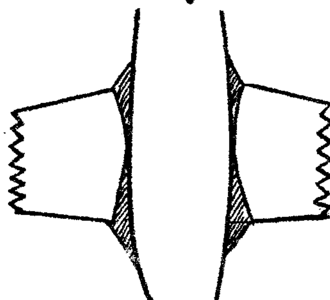




Polaires obtenues pour une Aile basse montée sur deux fuselages de Section différente (même Surface de maître couple et même longueur).

- Fig. 31 -





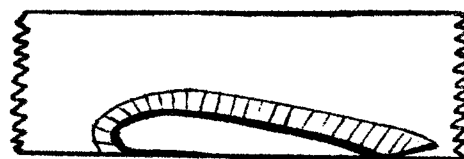
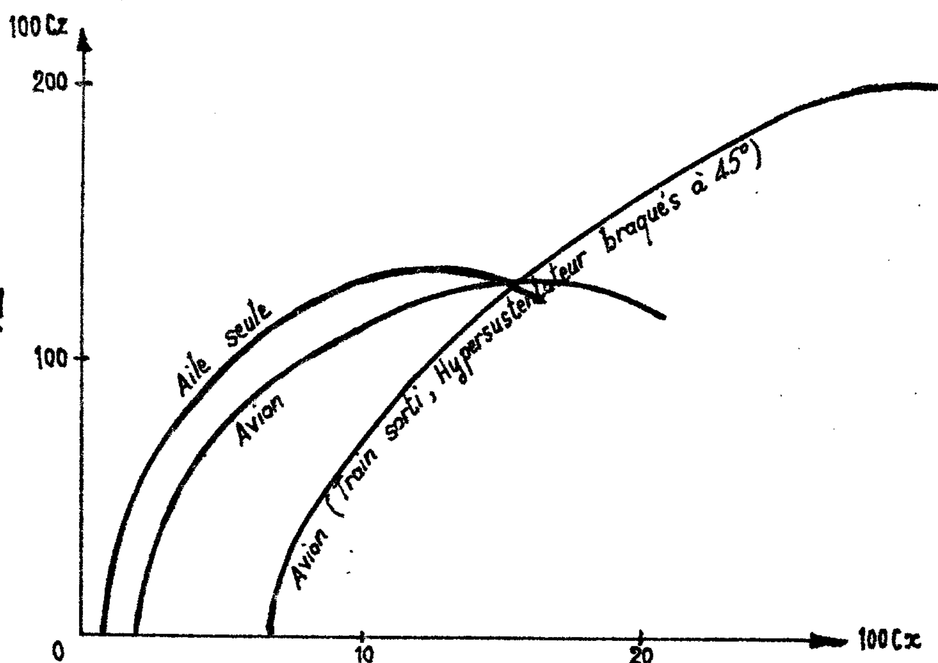


Fig. 32 - CONGES KARMAN

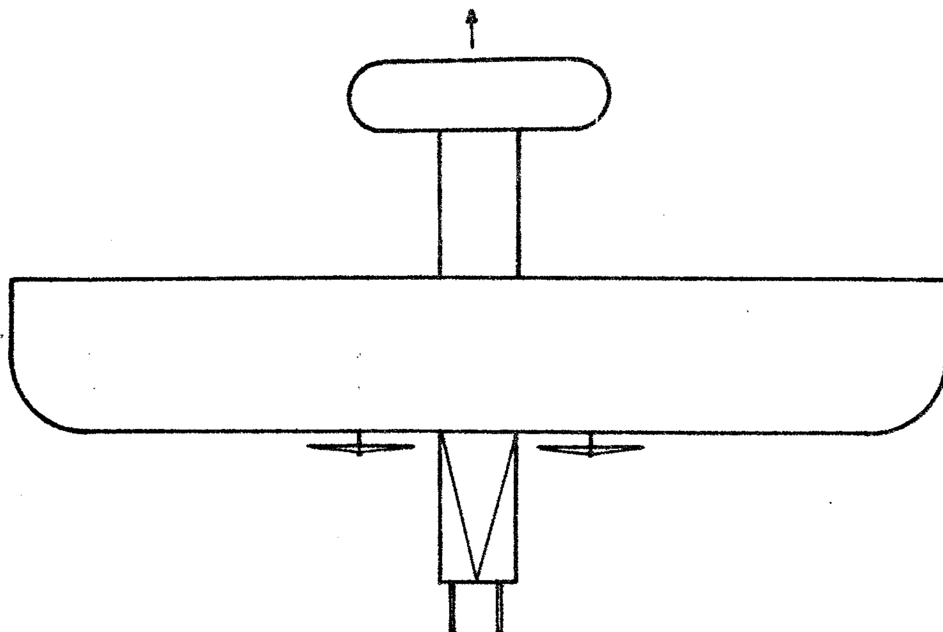
Fig. 33 - POLAIRE DE L'AVION

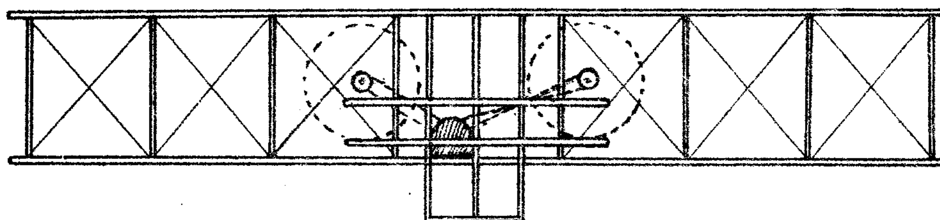


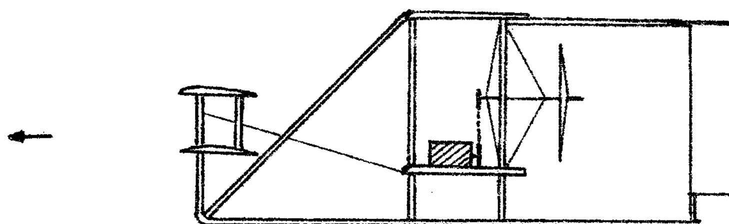
— EVOLUTION DES CARACTERISTIQUES DES AVIONS DE TRANSPORT —

ANNEE	MARQUE & TYPE	PUISSANCE OU POUSSEE	POIDS MAX.	P/S	P/W	VITESSE Max.	
1903	Wright	12 CV	340 Kgs	7,3 Kgs	28 Kgs	40 Km/h	pour mémoire
1914	Voisin L.A.	130 CV	1360 Kgs	27 Kgs	10,5 Kgs	112 Km/h	bombardier
1919	Farman Goliath	2 x 260 CV	3600 Kgs	35 Kgs	7 Kgs	155 Km/h	1er Avion commercial français - Bombardier transformé - 12 passagers
1924	Léo 21	2 x 420 CV	4600 Kgs	43 Kgs	5,5 Kgs	205 Km/h	12 passagers
1933	Wibault	3 x 370 CV	5924 Kgs	85,5 Kgs	5,3 Kgs	250 Km/h	
1937	DC-3	2 x 1250 CV	12700 Kgs	129 Kgs	4,93 Kgs	Croisière 250 Km/h	24 passagers
1940	DC-4	4 x 1450 CV	33 100 Kgs	245 Kgs	5,7 Kgs	340 Km/h	55 passagers
1947	L. Constellation	4 x 2500 CV	48T,5	316 Kgs	4,35 Kgs	430 Km/h	
1952	D.H. Comet I	2 x 4765 Kgs				700 Km/h	1er Avion commercial à réaction.
1955	S.E. Caravelle	2 x 4765 Kgs	41 T	300 Kgs		740 Km/h	80 passagers
1956	L. 1649	4 x 3.400 CV	71 T	410 Kgs	5,2 Kgs	550 Km/h	
1957	D.C. - 7 - C	4 x 3400 CV	64T,7	350 Kgs	4,76 Kgs	560 Km/h	62 passagers
1959	Boeing 707 - 320	4 x 7.950 Kgs	141T,5	527 Kgs		970 Km/h	189 passagers
"	DC-8 - 30	4 x 7.950 Kgs	142T,6	533 Kgs		950 Km/h	" "
1962	V.C. - 10	4 x 9.525 Kgs	141T,5	537 Kgs		915 Km/h	151 passagers
"	Illouchine II	4 x 9.500 Kgs	148T	525 Kgs		900 Km/h	150 passagers

AVION DES FRERES WRIGHT AYANT EFFECTUE LES PREMIERS VOLS (1903)

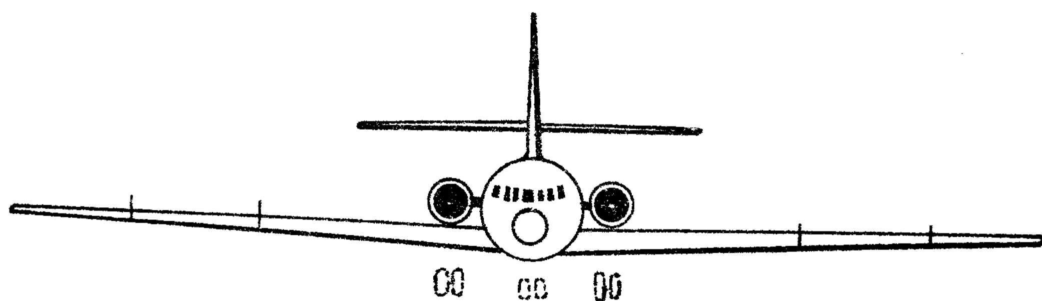


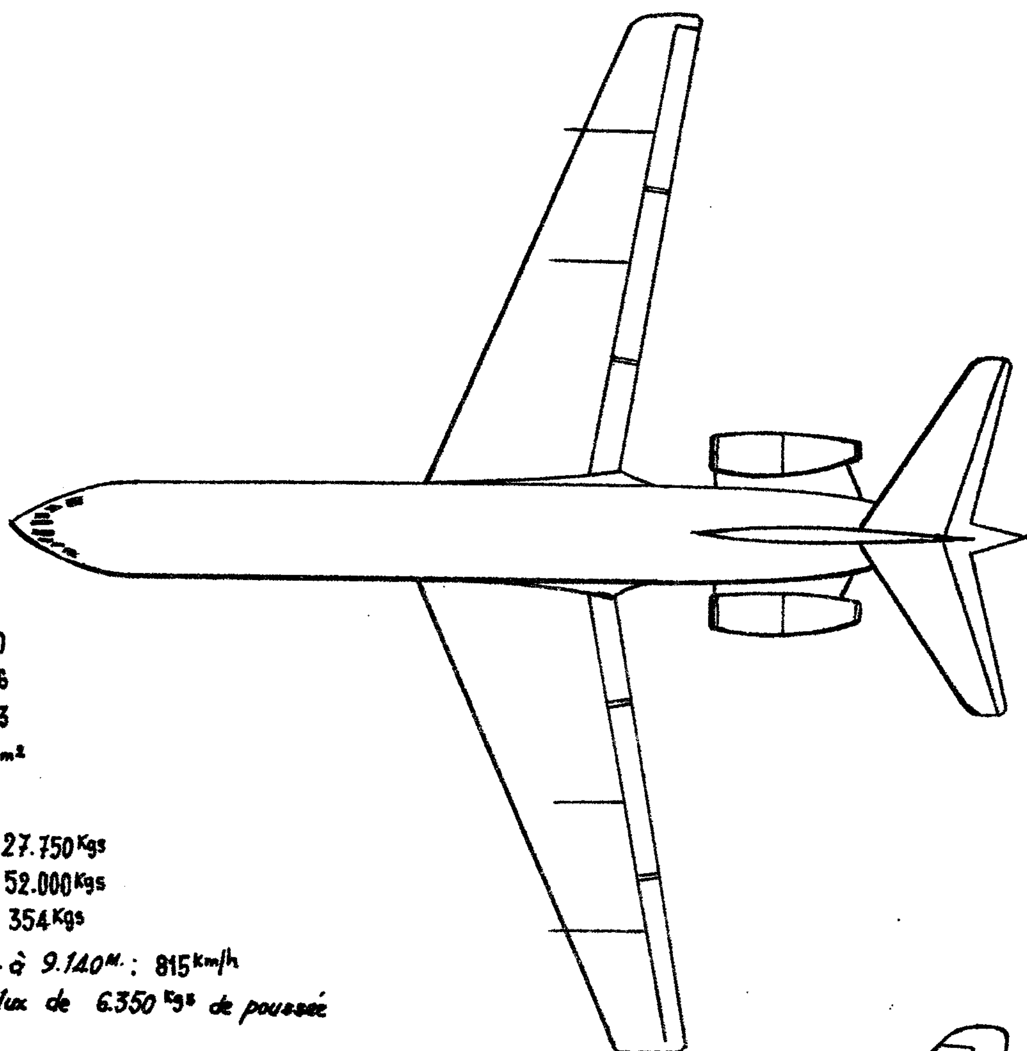




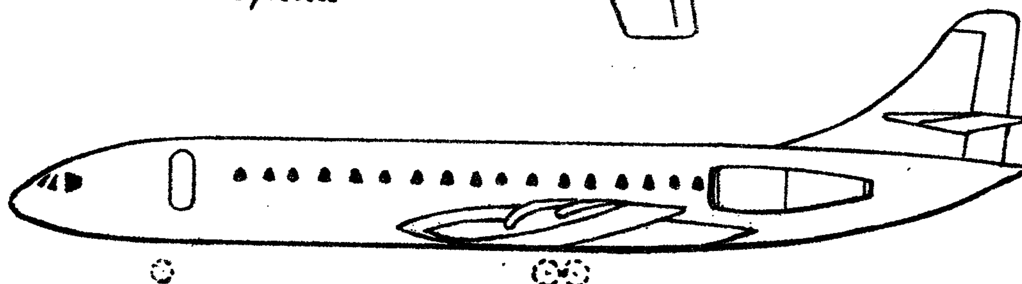
- *Envergure :* 12m35
- *Surface :* 46,5 m²
- *Poids :* 340Kgs
- *Puissance :* 12cv
- *2 hélices propulsives tournant en sens inverse.*
- *Pilote couché à plat ventre sur le plan inférieur.*
- *Absence de roues, départ par glissage sur un rail de bois.*

UN AVION DE TRANSPORT MODERNE : SE-210 R-CARAVELLE





Envergure : 34^{m} 30
Longueur : 33^{m} 46
Hauteur : 8^{m} 63
Surface : 146, 7^{m^2}
Allongement : 8
Poids à vide équipé : 27.750 Kgs
Poids Total : 52.000 Kgs
Charge alaire : 354 Kgs
Vitesse croisière max. à 9.140 M. : 815 km/h
2 Réacteurs double flux de 6.350 kgs de poussée



On obtiendra bien entendu des polaires différentes lorsque le train d'atterrissage est sorti et pour différents braquages du dispositif hypersustentateur (figure 33).

La finesse de l'avion est évidemment plus faible que celle de l'aile seule (1).

Si au lieu d'adopter une échelle régulière on adopte une échelle logarithmique (abscisses et ordonnées proportionnelles au logarithme des nombres) on dit que la polaire est logarithmique. La polaire logarithmique permet par constructions graphiques simples de déterminer les performances de l'avion.

(1) La finesse maximum est comprise entre 12 et 20 pour les avions classiques (20 pour Caravelle) et peut dépasser 40 pour certains planeurs de grandes performances. Nous verrons qu'elle est nettement plus faible en supersonique.

CHAPITRE VIII

LA STABILITE

La trajectoire de l'avion est celle suivie par son centre de gravité. Pour que le vol soit possible il faut que l'avion soit en équilibre autour de son centre de gravité, pour cela il faut aux divers régimes de vol que la somme des moments des forces qui s'exercent sur l'aéronef par rapport à son centre de gravité soit nulle.

L'étude des conditions dans lesquelles l'avion reprend sa position d'équilibre autour de son centre de gravité lorsqu'il en a été écarté est connue sous le nom de "stabilité statique".

Le mouvement de l'avion autour de son centre de gravité et le mouvement de ce dernier dans l'espace peuvent présenter des allures diverses. L'étude simultanée des mouvements autour du centre de gravité et du centre de gravité dans l'espace est connue sous le nom de "stabilité dynamique".

Pour l'étude de la stabilité on distingue trois axes passant par le centre de gravité et qui sont des axes de rotation de l'avion (figure 34).

- un axe perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion, l'axe de tangage qui correspond à la stabilité longitudinale
- un axe longitudinal situé dans le plan de symétrie de l'avion, l'axe de roulis qui correspond à la stabilité latérale
- un axe situé dans le plan de symétrie de l'avion et perpendiculaire aux deux autres l'axe de lacet qui correspond à la stabilité de route.

A) STABILITE STATIQUE.

1) STABILITE LONGITUDINALE.

Le moment dû au poids de l'avion est nul puisque celui-ci est appliqué au centre de gravité. La condition d'équilibre se ramène à :

M^t dû à R sur l'aile + M^t dû à traction propulseurs + M^t dû à Re sur l'empennage horizontal = 0.

En général le moment dû à la traction des propulseurs est faible la distance du centre de gravité à la direction de la traction étant faible, nous le négligerons dans l'étude de la stabilité longitudinale.

a) Conditions de stabilité.

Examinons la courbe représentant la variation du coefficient Cm_A en fonction de l'incidence i de l'aile (chapitre III § 6). L'aile aura une position d'équilibre autour de son bord d'attaque si le moment de la résultante des forces aérodynamiques par rapport au bord d'attaque est nulle autrement dit si $Cm_A = 0$. L'équilibre sera donc obtenu pour l'incidence i_1 (figure 35). Mais une position d'équilibre peut être stable ou instable.

La stabilité est liée au signe de la pente de la tangente à la courbe au point d'équilibre c'est-à-dire au signe de $\frac{dCm}{di}$. (1)

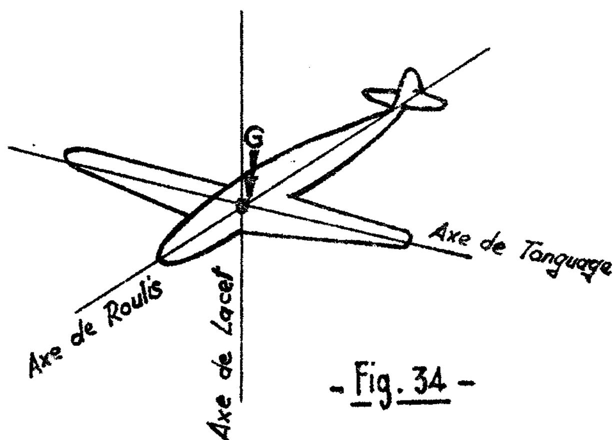
Si la pente de la tangente à la courbe est négative l'équilibre est stable. En effet si par suite d'une perturbation l'incidence augmente à partir de i_1 un moment de tangage négatif apparaît donc piqueur qui ramènera l'incidence à la valeur i_1, de même si l'incidence diminue à partir de i_1 un moment positif donc cabreur apparaît qui ramènera l'incidence à la valeur i_1.

Par un raisonnement identique on remarque que si la pente de la tangente à la courbe est positive l'équilibre est instable, une variation de l'incidence autour de la position d'équilibre i_2 fait apparaître un moment qui tend à écarter d'avantage l'aile de sa position d'équilibre.

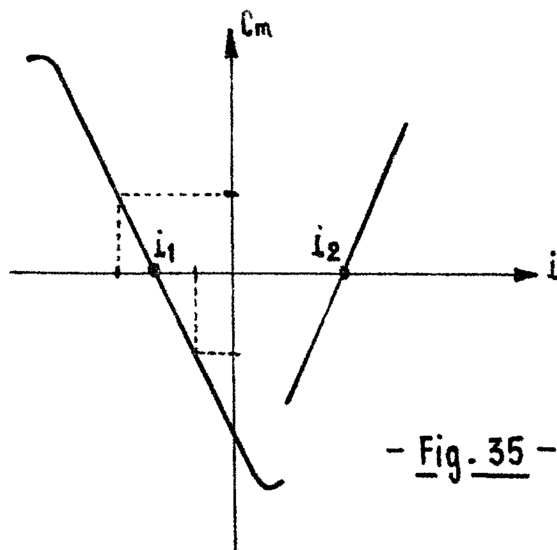
$\frac{dCm}{di}$ est appelé : "critère de stabilité statique longitudinale".

---

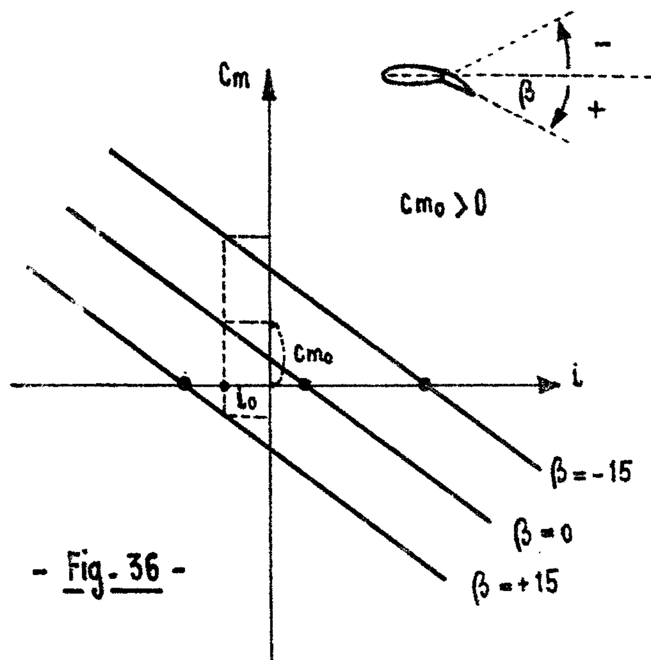
(1) ou aussi de $\frac{dCm}{dCz}$ puisque C_z est proportionnel à i aux incidences usuelles.



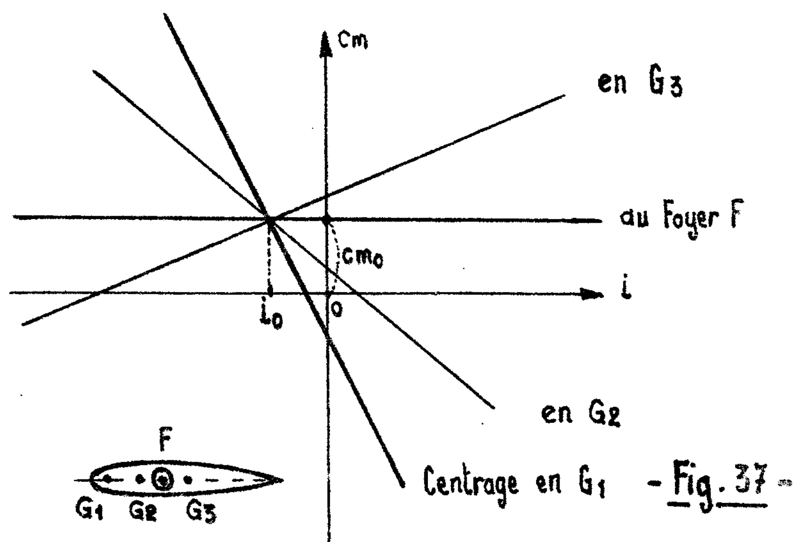
- Fig. 34 -



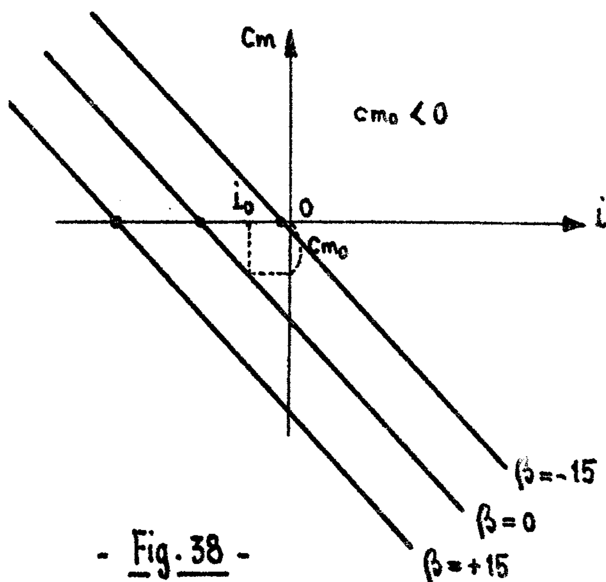
- Fig. 35 -



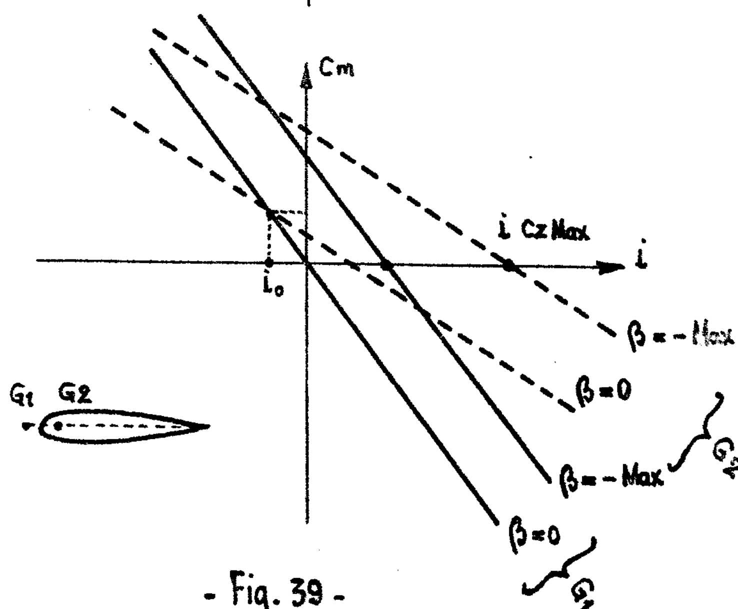
- Fig. 36 -



- Fig. 37 -



- Fig. 38 -



- Fig. 39 -

Donc si à la position d'équilibre :

$$\frac{dC_m}{di} < 0 \quad \text{l'équilibre est stable}$$

$$\frac{dC_m}{di} > 0 \quad \text{l'équilibre est instable}$$

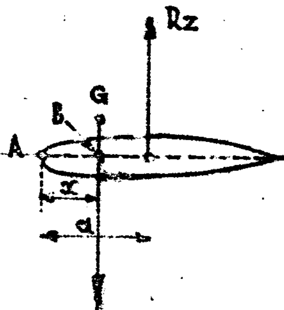
$$\frac{dC_m}{di} = 0 \quad \text{l'équilibre est indifférent.}$$

b) Influence du centrage.

Par rapport à son bord d'attaque l'aile seule est toujours statiquement stable, mais ce qu'il faut c'est que l'aéronef soit stable par rapport à son centre de gravité.

Si la position en hauteur du centre de gravité a fort peu d'influence sur la stabilité par contre sa position longitudinale en a une très grande comme nous allons le voir.

Aile volante.



Calculons le moment par rapport au point B tel que AB = x et soit a la distance du centre de poussée au point A on a :

$$M^t(A) = -a\,R_z$$

$$M^t(B) = -(a-x)\,R_z = -a\,R_z + x\,R_z = M^t(A) + x\,R_z$$

et en divisant par $\frac{1}{2}\rho\, S\, l\, V_0^2$ il vient

$$C_{mB} = C_{mA} + \frac{x}{l}\,C_z$$

et comme $C_{mA} = C_{m0} - K\,C_z$

$$C_{mB} = C_{m0} + \left(\frac{x}{l} - K\right) C_z$$

Pour les incidences usuelles Cz est une fonction linéaire de i on peut donc écrire Cz = bi + c

$$C_{mB} = C_{m0} + \left(\frac{x}{l} - K\right)(bi + c)$$

et $$\frac{dC_{mB}}{di} = b\left(\frac{x}{l} - K\right)$$

b qui est égal au gradient de portance $\frac{dCz}{di}$ est positif pour les incidences usuelles donc le signe de $\frac{dC_{mB}}{di}$ dépendra du signe de $\left(\frac{x}{l} - K\right)$

$\left(\frac{x}{l} - K\right) < 0$ soit $x < Kl$ $\frac{dC_{mB}}{di} < 0$ l'aile est stable

$\left(\frac{x}{l} - K\right) > 0$ soit $x > Kl$ $\frac{dC_{mB}}{di} > 0$ " " instable

$\left(\frac{x}{l} - K\right) = 0$ soit $x = Kl$ $\frac{dC_{mB}}{di} = 0$ $C_{mB} = C_{m0}$

- si Cmo = o (cas des profils symétriques) toute incidence sera une position d'équilibre indifférent

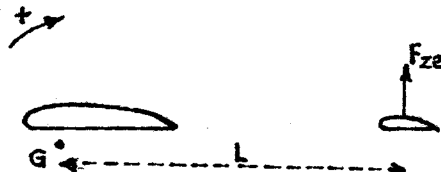
- si Cmo ≠ o il n'y a pas de position d'équilibre.

Le point situé à une distance x = Kl du bord d'attaque s'appelle le Foyer de l'aile. Pour les profils courants et en subsonique le foyer est à environ 25 % de l du profil de référence à partir du bord d'attaque (K ≠ 0,25). On voit que le moment par rapport au foyer est constant et égal à Cmo quand l'incidence varie.

Dans le cas d'une aile volante (absence d'empennage horizontal) le centre de gravité devra donc être en avant du foyer de l'aile et l'aile sera d'autant plus stable qu'il sera plus en avant (figure 37).

Avion avec empennage horizontal arrière.

Le moment de l'avion par rapport à son centre de gravité est égal à la somme du moment dû aux forces aérodynamiques sur l'aile



et du moment dû aux forces aérodynamiques sur l'empennage horizontal

$$M^t_{avion} = M^t_{aile} + M^t_{empennage}.$$

Le moment Me dû à l'empennage est :

$$M_e = - F_{ze} \times L = - \frac{1}{2} \rho \, S_e V_e^2 . C_{ze} \, L$$

en divisant par $1/2 \, \rho S V_0^2 \, \ell$ on définit le coefficient de moment central de l'empennage

$$C_{me} = - \frac{V_e^2}{V_0^2} \times \frac{S_e L}{S \ell} \times C_{ze}$$

Nous avons déjà indiqué que la vitesse Ve en amont de l'empennage était légèrement inférieure à la vitesse Vo en amont de l'aile et que l'angle de Ve avec Vo qui est la déflexion était proportionnelle à l'incidence i de l'aile.

On a :

$$C_m \text{ avion} = C_m \text{ aile} + C_{me}$$

et $\frac{dC_m}{di}$ (avion) $= \frac{dC_m}{di}$ (aile) $+ \frac{dC_{me}}{di}$

$$\frac{dC_m}{di} (\text{avion}) = \frac{dC_m}{di} (\text{aile}) - \frac{V_e^2}{V_0^2} \times \frac{S_e L}{S \ell} \times \frac{dC_{ze}}{di_e} \times \frac{di_e}{di}$$

or $\frac{S_e L}{S \ell}$ appelé coefficient de volume de l'empennage est une quantité positive

$\frac{dC_{ze}}{di_e}$ gradient de portance de l'empennage est positif

$\frac{di_e}{di}$ qui dépend de la déflexion est toujours positif.

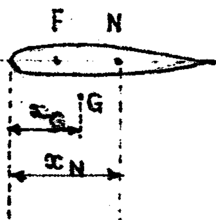
$\frac{V_e^2}{V_0^2}$ est bien entendu positif.

L'adjonction d'un empennage horizontal arrière augmentera donc toujours la stabilité longitudinale.

$$\frac{dC_m}{di} \text{ (avion)} = 0 \quad \text{si} \quad \frac{dC_m}{di} \text{ (aile)} = \left(\frac{V_e}{V_0}\right)^2 \cdot \frac{S_e L}{S \ell} \cdot \frac{dC_{ze}}{di_e} \cdot \frac{di_e}{di}$$

donc pour une valeur positive de $\frac{dC_m}{di}$ de l'aile seule c'est-à-dire pour un centrage situé en arrière du foyer de l'aile.

Le point ou $\frac{dC_m}{di}$ (avion) = 0 s'appelle le foyer de l'avion complet ou point neutre, il est toujours situé en arrière du foyer de l'aile.



Pour un centrage en avant du point neutre l'avion sera stable $\left(\frac{dC_m}{di} < 0\right)$ et pour un centrage en arrière du point neutre l'avion sera instable $\left(\frac{dC_m}{di} > 0\right)$

Le rapport $\frac{x_N - x_G}{\ell}$ est appelé "marge statique".

Il y a lieu de remarquer qu'on pourra augmenter la stabilité longitudinale d'un avion pour un centrage donné en augmentant $\frac{S_e L}{S \ell}$ (recul du point neutre). Pratiquement les dimensions de l'aile étant fixée pour d'autres raisons, on augmentera L ou Se ou les deux à la fois.

c) Influence du braquage de la gouverne de profondeur.

D'après ce que nous venons de voir pour un centrage donné ne correspond qu'une seule valeur d'incidence pour laquelle il y a équilibre. Or l'aéronef doit pouvoir voler à différentes incidences. C'est par le braquage de la gouverne de profondeur que le pilote modifiera l'incidence d'équilibre stable.

Pour différentes valeurs du braquage β de la gouverne on obtient des courbes représentant Cm en fonction de i parallèles (figure 36). On constate que :

- les braquages β ne modifient pas la pente de la courbe (Cm, i) donc ne modifient pas la stabilité
- à chaque valeur du braquage correspond une incidence d'équilibre particulière.

Remarque I : Le braquage modifie la valeur de Cmo.

Remarque II : Si Cmo < 0 pour $\beta = 0$ les incidences d'équilibres stables ont des valeurs faibles qui ne permettent pas le vol normal (figure 38). Une aile volante devra donc être construite avec un profil à Cmo > 0 soit un profil à double courbure.
Dans le cas de l'avion complet, on s'arrange pour que le Cmo de l'avion soit toujours positif pour $\beta = 0$ (empennage déporteur aux faibles incidences).

Remarque III. : Les dispositifs hypersustentateurs de bord de fuite introduisent en général de forts moments piqueurs qui ne peuvent être équilibrés que par un empennage déporteur lequel diminue notablement le Cz max de l'ensemble.

d) Limite de centrage avant et arrière.

La limite arrière de centrage est déterminée par des conditions de stabilité. Nous avons vu qu'un aéronef centré en arrière du foyer (aile volante) ou en arrière du point neutre (avion complet) avait des positions d'équilibre instables. La limite arrière de centrage sera donc le foyer de l'aile pour une aile volante et le point neutre pour un avion avec empennage horizontal arrière.

La limite de centrage avant est imposée par des conditions de maniabilité. Le pilote doit pouvoir atteindre au moins l'incidence correspondant au Cz maximum lorsque le braquage de la gouverne est maximum vers le haut de façon à pouvoir atterrir à la vitesse minimum. On voit sur la figure 39 qu'un centrage trop en avant, en G_1, ne permettra pas d'atteindre cette incidence. La limite avant sera en G_2 qui permet encore d'atteindre cette incidence.

2) STABILITE DE ROUTE.

Un aéronef dépourvu d'empennage vertical est instable en lacet. L'empennage vertical est l'organe de stabilité de route.

On définit un coefficient unitaire de lacet Cn tel que le moment de lacet $N = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 \, l \, C_n$.

Conditions de stabilité.

Lorsque l'avion s'écarte de sa position initiale sans qu'il y ait action du pilote, il y a dérapage (le vecteur vitesse n'est plus dans le plan de symétrie de l'avion et fait un angle j avec ce plan). Les forces aérodynamiques qui agissent sur l'empennage vertical créent un moment de lacet. Pour que l'avion soit stable il faut que ce moment fasse revenir l'avion à sa position initiale.

On peut tracer la courbe Cn = f (j) (figure 40).

La pente de la tangente à la courbe au point d'équilibre est donnée par la valeur de $\frac{dC_n}{dj}$ appelé "critère de stabilité de route".

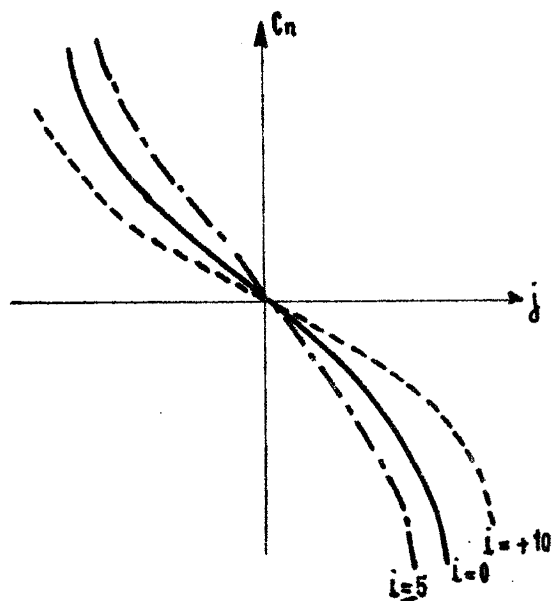
Avec les conventions de signe adoptés : Cn positif lorsque l'avion tourne de la gauche vers la droite et j positif lorsque le vecteur vitesse est à gauche du plan de symétrie de l'avion, si en un point d'équilibre :

$\frac{dC_n}{dj} < 0$ l'équilibre est stable

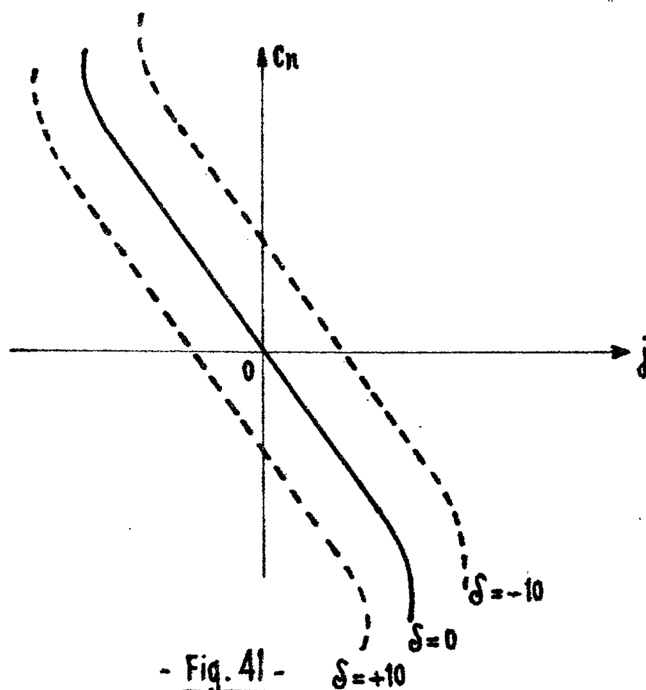
$\frac{dC_n}{dj} > 0$ l'équilibre est instable

$\frac{dC_n}{dj} = 0$ l'équilibre est indifférent

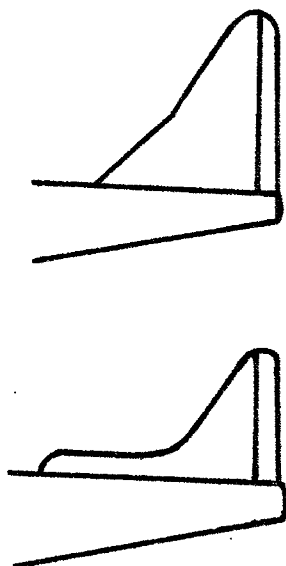
Il y a lieu de mesurer la stabilité de route pour différentes incidences de l'avion. En général pour les avions monodérive la stabilité diminue lorsque l'incidence croît; cela est dû au fait que l'empennage vertical est baigné par le sillage du fuselage et devient moins efficace. Les empennages verticaux doivent être développés en hauteur pour les monodérives.



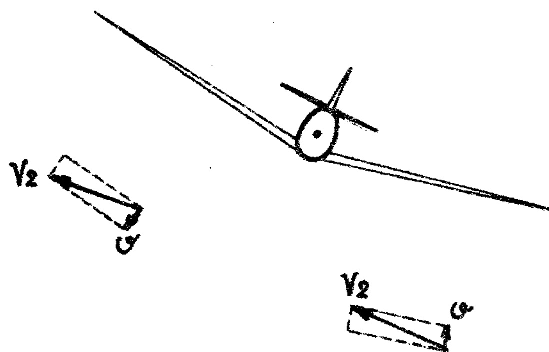
- Fig. 40 -

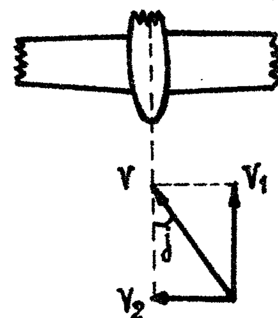


- Fig. 41 -



- Fig. 42 -







- Fig. 43 -

En braquant le gouvernail de direction on peut obtenir un équilibre stable pour différentes valeurs de dérapage (figure 41).

Le centrage a également une influence sur la stabilité de route, celle-ci augmente lorsque le centrage est plus en avant et inversement.

Remarque : Au-delà d'une certaine valeur du dérapage j l'empennage vertical peut décrocher (comme une aile) et perdre subitement de son efficacité, ce cas peut se produire sur des multimoteurs ayant un ou plusieurs moteurs en panne (traction dissymétrique). On peut remédier à cet inconvénient en accroissant la profondeur de l'empennage à sa base ou en plaçant une arête sur le dos du fuselage devant l'empennage (le décrochage se produit alors pour une valeur plus grande de j) (figure 42).

3) STABILITE LATERALE.

Lorsque l'avion s'incline (l'avion n'étant pas en virage) il y a dérapage. Pour que l'avion soit stable il faut q'un moment de roulis prenne naissance pour ramener l'appareil à sa position initiale.

On définit un coefficient unitaire de roulis $C\ell$ tel que le moment de roulis $L = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 \ell \cdot C\ell$

Conditions de stabilité.

Avec les conventions de signe adoptés, $C\ell$ positif quand le moment de roulis tend à faire incliner la demi-aile droite vers le bas, pour que l'avion soit stable en roulis il faut :

$\frac{dC\ell}{dj} > 0$ $\frac{dC\ell}{dj}$ est appelé : "effet dièdre".

La position de l'aile sur le fuselage a une importance sur la stabilité de roulis.

L'aile haute est stable $\frac{dC\ell}{dj} > 0$

L'aile médiane est indifférente $\frac{dC\ell}{dj} = 0$

L'aile basse est instable $\frac{dC_\ell}{dj} < 0$.

On peut augmenter l'effet dièdre en donnant du dièdre géométrique à la voilure (chapitre III § 2). Ainsi la demi-aile qui s'abaisse augmente de portance et la demi-aile qui s'élève diminue de portance d'où naissance d'un moment de roulis qui tend à ramener l'appareil à sa position initiale (figure 43). En donnant un dièdre géométrique plus ou moins important on pourra donner à l'effet dièdre la valeur qu'on désire et faire en sorte que l'avion soit plus ou moins stable quelle que soit la position de l'aile sur le fuselage.

Les ailes en flèche possède un effet dièdre positif lorsqu'elles n'ont pas de dièdre géométrique. Cet effet dièdre est proportionnel à la flèche, or un effet dièdre trop important peut être défavorable dans certains cas (mouvement spiral, mouvement oscillatoire) (1) aussi pour certains appareils dotés d'aile à forte flèche est-t'on parfois amené à donner du dièdre géométrique négatif à la voilure pour diminuer $\frac{dC_\ell}{dj}$ (Exemple Tupolev 104).

B) STABILITE DYNAMIQUE.

L'étude de la stabilité dynamique est assez complexe, nous nous bornerons à donner un aperçu très général.

L'avion bien que statiquement stable peut dans certaines circonstances être animé de mouvements autour de son centre de gravité, le centre de gravité d'autre part peut ne pas suivre une trajectoire rectiligne et avoir un certain mouvement dans l'espace. Mais ce qu'il faut généralement c'est que ces mouvements soient suffisamment amortis.

La répartition des masses de l'avion donc la valeur des moments d'inertie intervient dans l'étude de la stabilité dynamique.

On distingue la stabilité longitudinale et la stabilité transversale.

(1) voir stabilité dynamique (paragraphe suivant)

Le mouvement longitudinal peut être considéré comme résultant de deux mouvements :

- un mouvement de tangage au cours duquel l'incidence varie alors que la vitesse reste sensiblement constante c'est "l'oscillation d'incidence" mouvement périodique de période très courte 0,5 à 5 secondes presque toujours très amorti

- un mouvement au cours duquel le centre de gravité décrit dans le plan vertical une courbe sinueuse (phugoïde). L'incidence reste sensiblement constante mais la vitesse et l'altitude sont principalement affectées. C'est un mouvement à longue période, plusieurs dizaines de secondes (proportionnelle à la vitesse initiale de l'avion); il faut qu'il s'amortisse.

On considère dans la stabilité transversale trois mouvements :

- le mouvement de roulis pur, très rapide et très amorti qui passe généralement inaperçu des pilotes

- le mouvement spiral, mouvement que prend l'avion lorsqu'il est engagé en virage. Si les gouvernes étant neutres l'avion continue à virer avec une vitesse de rotation de lacet et une inclinaison constante, on dit qu'il est indifférent en spiral. S'il revient naturellement en vol rectiligne il est dit stable en spiral. Enfin si sa vitesse de rotation de lacet et son inclinaison vont en croissant, il décrit une spirale, on dit qu'il est instable en spiral.

  Le mouvement spiral est lent et apériodique, les avions sont généralement voisins de l'indifférence en spiral, une légère instabilité rend le pilotage plus agréable si bien qu'on fixe simplement une limite à l'instabilité spirale. Un accroissement de l'effet dièdre ou une diminution de la stabilité de route augmente la stabilité spirale.

- le mouvement oscillatoire au cours duquel il peut y avoir oscillation de lacet, de roulis de cap et variation latéral du centre de gravité (la période varie de 1 à 10 secondes). Parfois l'avion semble osciller dans une gouttière ou sur un dos d'âne. Le mouvement appelé "roulis hollandais" est une forme du mouvement oscillatoire. L'instabilité oscillatoire est très dangereuse.

  La stabilité oscillatoire diminue avec l'altitude, cela peut donc poser un problème important pour les avions modernes qui volent à des altitudes élevées. On peut augmenter la stabilité oscillatoire d'un avion en agissant sur l'un ou plusieurs des

facteurs suivants :

- diminution de l'effet dièdre (1)
- diminution de la charge alaire
- augmentation de la stabilité de route
- augmentation de l'allongement.

(1) Il existe des avions à dièdre géométrique variable (inclinaison des bouts d'aile) afin de pouvoir réduire l'effet dièdre à haute altitude.

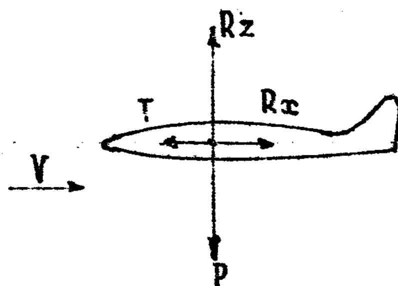
CHAPITRE IX

NOTIONS DE MECANIQUE DU VOL

1) VOL HORIZONTAL UNIFORME.

Les forces qui sollicitent l'avion doivent avoir une résultante nulle puisque le mouvement est uniforme.

Nous supposons que la traction T des propulseurs est dirigée parallèlement à la vitesse de l'avion.



On a donc :

$$\begin{cases} P = Rz \\ T = Rx \end{cases}$$

La puissance nécessaire au vol est :

$$W_n = T\,V = Rx\,V = \frac{1}{2}\,\rho\,.\,Cx\,.\,S\,.\,V^3$$

La puissance utile d'un moteur à piston est Wu = W moteur X rendement hélice (1). Dans le cas d'un avion à réaction la traction est directement fournie par la poussée des réacteurs.

En vol horizontal uniforme on a :

Wu = Wn (moteur à pistons)

Poussée réacteur = Rx (réacteur)

(1) Dans le système M K S les puissances sont exprimées en Kg/m/s.
" " S I " " en Watts.

Pour un avion de poids donné, puisque P = Rz la vitesse sera $V = \sqrt{\dfrac{P}{1/2\ \rho \cdot Cz \cdot S}}$

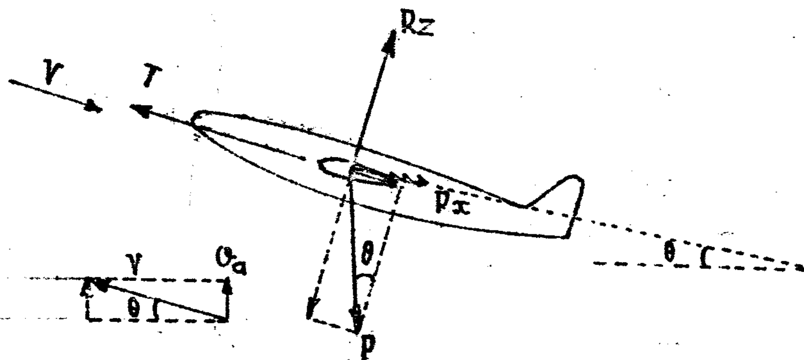
et la puissance nécessaire au vol $W_n = \dfrac{1}{2}\ \rho \cdot Cx \cdot S \left(\sqrt{\dfrac{P}{1/2\rho\, Cz\, S}}\right)^3$

soit $W_n = \dfrac{Cx}{Cz^{3/2}} \times P^{3/2} \times \dfrac{1}{(1/2\ \rho S)^{1/2}}$

A une altitude donnée la puissance nécessaire sera donc minimum lorsque le rapport $\dfrac{Cx}{Cz^{3/2}}$ ou $\dfrac{Cx^2}{Cz^3}$ aura une valeur minimum.

Il existe un point sur la polaire de l'avion qui correspond à la valeur minimum de ce rapport, c'est à l'incidence correspondante que le vol en palier demandera la plus faible puissance et à cette incidence correspond une valeur déterminée de la vitesse.

2) VOL EN MONTEE RECTILIGNE UNIFORME.



Soit θ l'angle de la trajectoire de montée on a :

$$\begin{cases} Rz = P \cos\theta \\ T = Rx + P \sin\theta \end{cases}$$

Si la pente de la trajectoire est assez faible (inférieure à 20 degrés) ce qui est le cas des avions classiques cos θ est voisin de 1 donc on peut admettre que P ≠ Rz.

Le vrai problème de la montée est celui de la propulsion, la traction du propulseur doit équilibrer la traînée et la composante du poids selon la trajectoire.

La puissance utile disponible est $Wu = T.V$

et on a $T\ V = Rx\ V + P.V.\ \sin\theta$

or $Rx\ V$ est la puissance nécessaire au vol en palier à la même vitesse

$V \sin\theta$ est la vitesse verticale de montée ou vitesse ascensionnelle de l'avion va

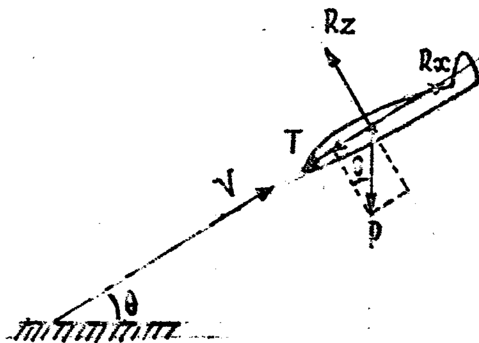
$$Wu = Wn + Pva$$

d'où

$$v_a = \frac{Wu - Wn}{P}$$

Pour un avion de poids donné la vitesse ascensionnelle est proportionnelle à l'excédent de puissance disponible par rapport au vol en palier à la vitesse considérée.

3) VOL EN DESCENTE RECTILIGNE UNIFORME.



Si θ est l'angle de la trajectoire de descente on a :

$$\begin{cases} Rz = P \cos\theta \\ T = Rx - P \sin\theta \end{cases}$$

Comme pour le vol en montée on peut admettre que $Rz \simeq P$

La composante du poids selon la trajectoire s'ajoute à la traction du propulseur, la puissance utile est donc inférieure à la puissance nécessaire en vol horizontal.

$$T\ V = Rx\ V - P\ V\ \sin\theta$$

$$Wu = Wn - P.\ v_d$$

la vitesse verticale de descente est :

$$v_d = \frac{W_n - W_u}{P}$$

Pour une certaine valeur de θ , P sin θ = Rx l'avion pourra voler avec une puissance utile nulle, c'est le cas des avions moteurs réduits (pour les avions à hélices, le freinage dû alors aux hélices s'ajoute à Rx et θ sera un peu plus grand), c'est aussi le cas des planeurs (1). L'utilisation d'aérofreins qui augmentent Rx permet d'augmenter θ & V_d tout en conservant la même vitesse sur la trajectoire.

$$tg\,\theta = \frac{P \sin\theta}{P \cos\theta} = \frac{Rx}{Rz} = \frac{Cx}{Cz} = \frac{1}{f}$$

La pente de descente à puissance utile nulle sera d'autant plus faible que la finesse sera grande.

Si h est la hauteur initiale de l'aéronef par rapport au point où il se posera et d la distance qu'il parcourera le vent étant supposé nul on a :

$$\frac{h}{d} = tg\,\theta \quad \text{et} \quad d = h \times \frac{1}{tg\,\theta} = h \times \frac{Cz}{Cx} = h \times f$$

La distance parcourue est égale au produit de la hauteur par la finesse de l'appareil (Par exemple un planeur de 30 de finesse pourra parcourir depuis une hauteur de 1.000 mètres une distance de 30 Kilomètres en air calme). Cette distance est indépendante de la vitesse sur trajectoire et du poids de l'appareil.

La vitesse verticale de descente ou vitesse de chute $v_c = \frac{W_n}{P}$

est minimum lorsque la puissance nécessaire au vol est elle

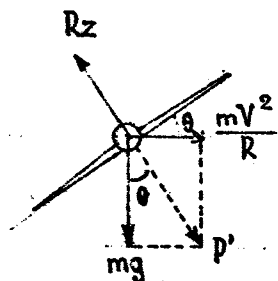
même minimum c'est-à-dire pour l'incidence où $\frac{Cx}{Cz^{3/2}}$ est minimum.

(1) Un planeur est toujours en descente par rapport à l'air qui l'entoure, mais si cette masse d'air est animée d'un mouvement ascendant le planeur pourra s'élever à condition que la vitesse verticale de l'air soit supérieure à sa vitesse de chute.

La valeur de θ correspondante est un peu plus grande car Rx est plus élevée et la distance parcourue sera plus faible que dans le cas précédent (la finesse est plus faible).

Un pilote de planeur volera à l'incidence à laquelle la vitesse de chute est minimum pour profiter au mieux d'une ascendance ou pour voler le plus longtemps possible, et volera à l'incidence de finesse maximum pour parcourir la plus grande distance possible.

4) VIRAGE CIRCULAIRE UNIFORME.



Dans un virage l'avion est soumis à la force centrifuge. Si m est la masse de l'avion et R le rayon de virage, cette force est égale à $\frac{mV^2}{R}$

Dans un virage correct la résultante de la force d'inertie centrifuge et du poids doit se trouver dans le plan de symétrie de l'avion. Si θ est l'angle d'inclinaison on a : $R_Z = P' = \frac{P}{\cos\theta}$

Le virage revient à augmenter le poids de l'avion.

Rz devra donc être plus élevée qu'en vol en palier rectiligne, le pilote devra augmenter l'incidence pour ne pas perdre d'altitude.

L'effort sur la cellule de l'avion sera plus grand puisque Rz est plus élevé. On appelle facteur de charge n le rapport $n = \frac{P'}{P} = \frac{Rz}{P}$. n = 1 en vol en palier rectiligne, est supérieur à 1 en virage circulaire et d'autant plus que le virage est plus incliné (1).

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{mV^2}{R \cdot mg} = \frac{V^2}{Rg}$$

(1) Le facteur de charge peut également être supérieur à l'unité dans d'autres cas, par exemple vol en ressource ou lorsqu'il y a des rafales.

L'inclinaison devra être d'autant plus grande que la vitesse sera élevée pour un même rayon de virage mais le facteur de charge sera d'autant plus grand $\left(n = \frac{1}{\cos\theta}\right)$. Le facteur de charge admissible est limité soit par la résistance de structure de l'avion soit pour des questions physiologiques (le poids apparent des êtres humains à bord est multiplié par n), l'inclinaison sera donc généralement limité et plus l'avion sera rapide plus le rayon de virage sera grand.

Le plus faible rayon de virage serait obtenu pour Rz maximum c'est-à-dire à l'incidence de Cz maximum.

5) PERFORMANCES.

Nous pouvons tracer la courbe Wn = f (V) (figure 44). A chaque point de cette courbe correspond une valeur de l'incidence.

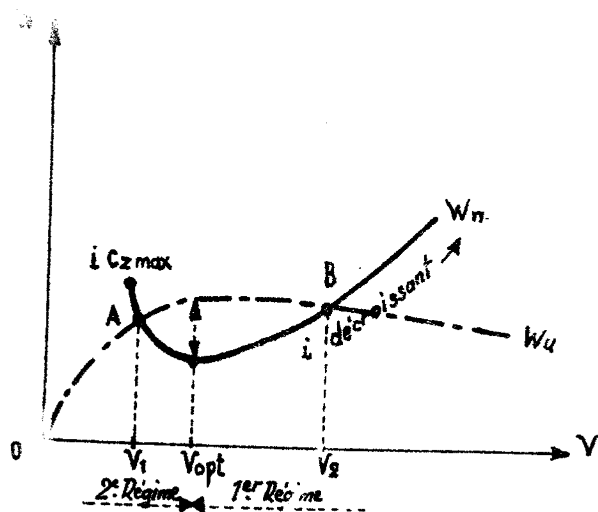
a) Avions à moteurs à pistons.

Traçons sur la même figure la courbe Wu = f (V). Si l'avion est doté d'hélices à pas variable le rendement est sensiblement constant aux différentes vitesses de vol et la courbe est sensiblement parallèle à l'axe des abscisses pour ces vitesses.

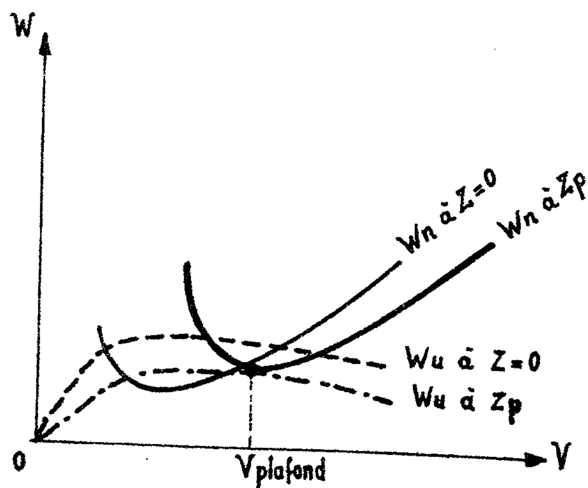
Les courbes Wn et Wu se coupent en deux points qui correspondent au vol horizontal pour un même régime moteur, l'un B au vol rapide (faible incidence) l'autre A au vol lent (grande incidence). L'excédent de puissance est maximum à Vopt correspondant au minimum de Wn, c'est-à-dire pour l'incidence où $\frac{Cx^2}{Cz^3}$ est minimum, c'est donc à cette incidence qu'on aura la plus grande vitesse verticale de montée.

Le vol en palier au point B est stable (1), si pour une raison quelconque la vitesse diminue, il y a excédent de puissance et l'avion reprendra sa vitesse initiale. Par contre au point A le vol est instable car si la vitesse diminue la puissance nécessaire devient supérieure à la puissance utile et la vitesse continuera de décroître, si le pilote cherche à maintenir le palier il ira au décrochage.

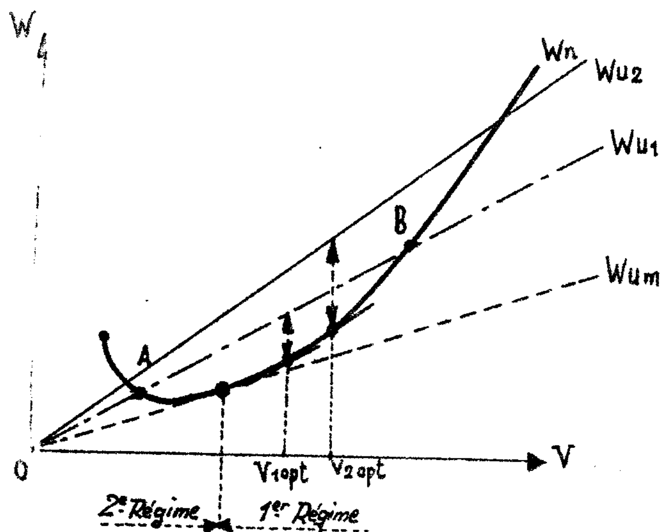
(1) Il s'agit ici de la stabilité de la vitesse en palier, ce qui n'a rien à voir avec la stabilité statique ou dynamique de l'avion.



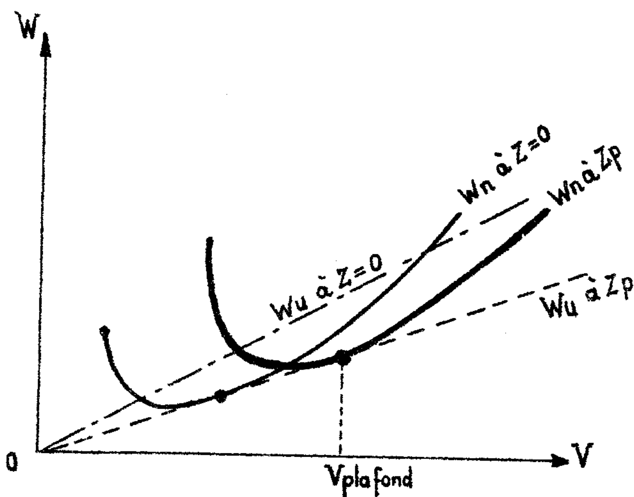
- Fig. 44 -



- Fig. 45 -



- Fig. 46 -



- Fig. 47 -

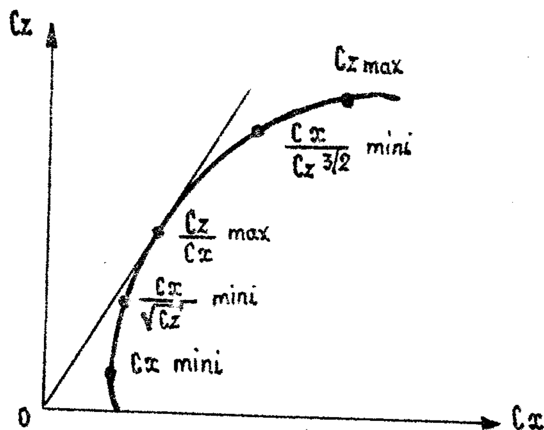


Fig. 48 - POINTS REMARQUABLES DE LA POLAIRE

En B le vol est dit au 1er régime et en A au 2ème régime. Le second régime n'est pratiquement pas utilisé en dehors de l'atterrissage.

Lorsque l'altitude varie les courbes Wn = f (V) sont homothétiques les unes les autres par rapport à l'origine des coordonnées dans le rapport $\frac{1}{\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}}$ car Wn et V varient avec $\frac{1}{\sqrt{\rho}}$.

D'autre part pour un moteur à pistons la puissance diminue avec l'altitude au-delà de l'altitude de rétablissement. Il existera donc une altitude pour laquelle la courbe Wu sera tangente à Wn l'avion ne pourra plus monter on dit qu'il a atteint son "plafond", le vol en palier ne sera possible qu'à une seule incidence et donc à une seule vitesse. L'incidence est celle qui correspond à $\frac{Cx^2}{Cz^3}$ minimum (figure 45).

Remarque I : La vitesse sur trajectoire correspondant à la vitesse ascensionnelle maximum croît avec l'altitude pour un avion donné.

Remarque II : Le plafond théorique ne peut jamais être atteint. On indique généralement le plafond pratique (altitude à laquelle l'avion possède encore une faible vitesse ascensionnelle de l'ordre de 0,5 m/s et qu'il peut pratiquement atteindre).

b) Avions à réaction.

La poussée des turboréacteurs est sensiblement constante avec la vitesse, donc la puissance développée est proportionnelle à la vitesse et la courbe Wu est une droite passant par l'origine. (figure 46)

La courbe Wu coupe également la courbe Wn en deux points qui correspondent au vol en palier mais on voit que l'excédent de puissance sera maximum pour une incidence plus faible et une vitesse plus grande (point où la tangente à Wn est parallèle à Wu). La vitesse optimum de montée sera d'autant plus grande que la poussée sera plus élevée.

La poussée minimum nécessaire au vol en palier correspond au point où la droite menée de l'origine est tangente à Wn. L'incidence correspondante est l'incidence de finesse maximum

$\left(\frac{T}{P} \text{ est minimum donc } \frac{Rx}{Rz} \text{ ou } \frac{Cx}{Cz} \right)$.

Lorsque l'altitude croît la poussée des réacteurs diminue, à une certaine altitude la droite Wu est tangente à Wn, c'est le plafond, l'incidence est celle de la finesse maximum (figure 47).

c) Influence du poids de l'avion.

$V = \sqrt{\frac{2P}{\rho S C_z}}$ montre que pour une même incidence V s'accroît dans le rapport $\sqrt{\frac{P_2}{P_1}}$ mais les puissances s'accroissent dans le rapport $\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{3/2}$ donc la courbe Wn se décale sur l'axe des V mais aussi sur celui des W dans une proportion plus forte.

Une augmentation du poids :

- augmente la puissance nécessaire en palier
- diminue la vitesse ascensionnelle et le plafond
- augmente la vitesse optimum de montée
- ne modifie que sensiblement la vitesse maximum à une altitude très inférieure au plafond

6) Autonomie maximum.

Il s'agit de voler le plus longtemps possible avec une quantité de carburant donnée autrement dit de consommer le moins de carburant possible dans l'unité de temps ; c'est le cas notamment des avions en attente.

Pour les moteurs à pistons la consommation est proportionnelle à la puissance, on aura donc intérêt à voler à la puissance nécessaire minimum, c'est-à-dire à l'incidence de $\frac{C_x^2}{C_z^3}$ minimum et à une altitude la plus basse possible.

Pour les turboréacteurs la consommation est proportionnelle à la poussée, on aura donc intérêt à voler à l'incidence de finesse maximum pour laquelle la poussée est minimum. L'altitude par contre n'a pratiquement pas d'influence la courbe Wn restant tangente à la même droite issue de l'origine quand l'altitude varie. Mais comme la consommation spécifique varie avec la température il y a souvent intérêt à voler à haute altitude où la température est plus basse.

7) Distance franchissable.

Le vent est supposé nul.

Avions à moteurs à pistons.

La consommation est proportionnelle à la puissance et au temps.

La distance à parcourir étant L, la puissance nécessaire est TV et le travail total $TV \times \frac{L}{V} = T \times L$.

Pour pouvoir parcourir la plus grande distance L possible il faut voler à T minimum c'est-à-dire voler à l'incidence correspondant à la finesse maximum qui est indépendante de l'altitude. Mais pour une altitude élevée le temps de parcours sera plus faible la consommation totale restant théoriquement la même.

Avions à turboréacteurs.

La consommation est proportionnelle à la poussée au temps.

Si c est la consommation par Kg de poussée et par heure le poids total de combustible sera :

$$Q = T \times c \times \frac{L}{V} = \frac{1/2 \rho \, C_x S V^2 . C . L}{V}$$

soit $$Q = \frac{1}{2} \rho \, C_x \, S V . C . L$$

mais $$V = \sqrt{\frac{P}{1/2 \rho \, C_z S}}$$

donc $$Q = \sqrt{1/2 \rho S P} \times \frac{C_x}{\sqrt{C_z}} \times C . L$$

Q variant avec $\sqrt{\rho}$ il y aura intérêt à voler à une altitude la plus élevée possible, la distance franchissable étant plus grande pour une quantité de carburant donnée et la vitesse étant plus élevée.

A une altitude donnée Q sera minimum, donc L sera maximum pour Q donné, à l'incidence pour laquelle $\frac{C_x}{\sqrt{C_z}}$ ou $\frac{C_x^2}{C_z}$ sera minimum. Cette incidence est inférieure à l'incidence de finesse maximum.

CHAPITRE X

DOMAINE SUBSONIQUE COMPRESSIBLE ET DOMAINE TRANSSONIQUE

Lorsque la vitesse de l'écoulement est supérieure à M=0,4 l'air ne peut plus être considéré comme un fluide incompressible.

1) ECOULEMENT COMPRESSIBLE SANS ONDES DE CHOC.

En régime entièrement subsonique (vitesse de l'écoulement inférieur à la célérité du son) la compressibilité de l'air a pour effet d'augmenter les valeurs des coefficients Cz et Cx d'un profil pour une incidence donnée.

La théorie connue sous le nom d'approximation de Prandlt-Glauert ramène le problème de l'écoulement du fluide compressible à un écoulement en fluide incompressible mais sa validité est limitée aux profils minces à faible courbure et aux incidences faibles.

On obtient les relations suivantes, l'indice i désignant le fluide incompressible :

$$Cz = \frac{Cz_i}{\sqrt{1 - M_0^2}} \qquad Cxh = \frac{Cxh_i}{\sqrt{1 - M_0^2}}$$

$M_0 = \frac{V_0}{a}$ étant le nombre de Mach de l'écoulement loin en amont de l'aile.

Cxh étant le terme de traînée due aux pressions (La relation ci-dessus ne s'applique pas au terme supplémentaire Cxf dû aux frottements.

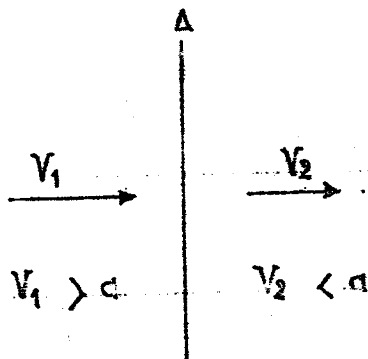
2) ONDES DE CHOC ET DE DETENTE.

Lorsque la vitesse de l'écoulement autour d'un corps dépasse la vitesse du son des ondes de choc apparaissent. Ces ondes sont des surfaces de discontinuité, la vitesse en grandeur et direction, la pression, la masse spécifique, la température changent brusquement de valeur lorsqu'on traverse la surface de l'onde.

Une onde de choc peut être plane ou courbe, selon sa position elle peut être attachée au corps ou détachée, elle peut être normale ou oblique.

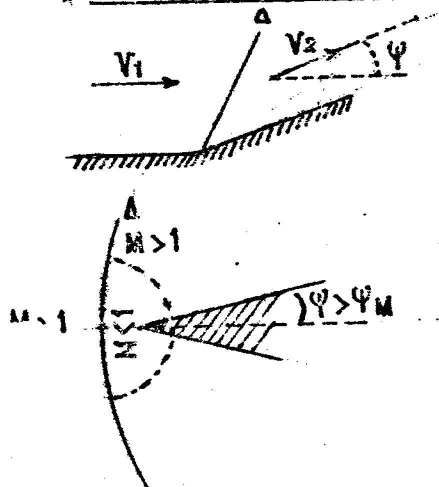
Les ondes peuvent être rendus visibles par la méthode strioscopique (système optique).

a) Onde de choc normale.



- les vitesses amont et aval ont la même direction
- l'onde est perpendiculaire à la direction des vitesses
- la pression statique, la température, la masse spécifique ont des valeurs plus élevées en aval qu'en amont
- la vitesse en aval de l'onde est inférieure à la vitesse du son (écoulement subsonique).

b) Onde de choc oblique.



- les vitesses amont et aval n'ont pas la même direction, il existe une déviation ψ entre ces vitesses
- l'onde n'est pas normale à l'une des deux vitesses
- la pression statique, la température, la masse spécifique, ont des valeurs plus élevées en aval qu'en amont

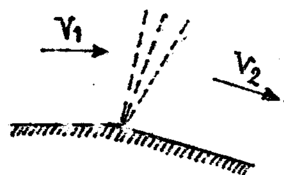
- la vitesse en aval inférieure à la vitesse en amont peut être supérieure ou inférieure à la vitesse du son suivant la valeur de la déviation.

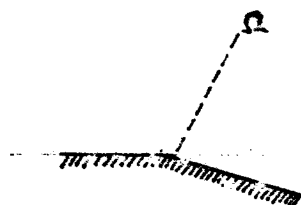
On rencontre des ondes de choc obliques lorsque le corps présente un dièdre ou un cône.

Pour un nombre de Mach amont donné il existe une valeur maximum de la déviation ψ_M . Si l'angle du dièdre ou du cône est inférieur à ψ_M l'onde est attachée à l'arête du dièdre ou au sommet du cône. Si au contraire l'angle est supérieur à ψ_M l'onde est détachée à l'avant du corps, elle est courbe, une partie du courant aval est subsonique et une autre est supersonique.

ψ_M croît avec le nombre de Mach mais reste inférieur à 90 degrés. ψ_M = 0 pour M = 1 donc l'onde sera toujours détachée devant un corps pour M = 1. Lorsque le corps est arrondi à l'avant l'onde est toujours détachée quel que soit le nombre de Mach, car la déviation est toujours supérieure à ψ_M .

c) Onde de détente.

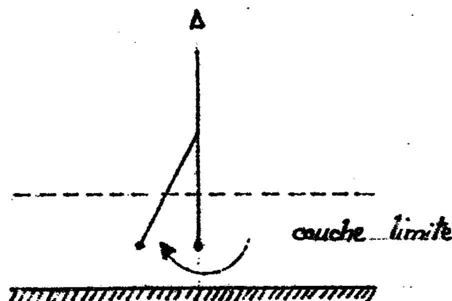




Les écoulements supersoniques mettent aussi en jeu des phénomènes de détente qui s'effectuent d'une manière continue.

Autour d'un dièdre supérieur à 180° les écoulements amont et aval sont reliés par une région dite "éventail de détente" dans laquelle la vitesse augmente et la pression diminue. On peut simplifier au point de vue tracé en remplaçant l'éventail de détente par une onde fictive Ω dite onde de détente.

d) Interaction couche limite - onde de choc.



Nous avons vu que dans la couche limite la vitesse variait de 0 à la paroi du corps à la valeur **V** de l'écoulement à potentiel. En écoulement supersonique le pied de l'onde ne sera donc pas sur la paroi mais à une certaine distance de celle-ci où la vitesse est égale à la vitesse du son.

D'autre part la pression en aval de l'onde est plus élevée qu'en amont. Si la couche limite est laminaire la pression remonte en amont du pied de l'onde, le gradient de pression fait décoller la couche limite qui produit sur l'écoulement une déviation ψ engendrant une onde oblique qui rejoint l'onde principale on a alors une onde dite "en lambda".

Suivant l'intensité de l'onde principale il y a ou non décollement ou succession rapide de décollements et de recollements.

Si la couche limite est turbulente la remontée de pression ne se produit pas, il n'y a pas d'onde en lambda mais il peut y avoir décollement.

Un moyen pour réduire le décollement consiste à augmenter l'énergie de la couche limite en plaçant en avant du pied de l'onde de petits éléments perpendiculaires au profil qui émettent des tourbillons intenses (générateurs de tourbillons) (figure 50).

3) DOMAINE TRANSSONIQUE.

Nous avons vu que la vitesse du fluide n'était pas constante le long d'un corps en mouvement. En certains points de l'avion la vitesse est plus grande que la vitesse amont Vo, il en résulte que la vitesse atteindra la vitesse du son en un point de la structure alors que la vitesse de l'avion sera encore inférieure à la vitesse du son. On appelle "Mach critique inférieur" la valeur du Mach amont à laquelle apparaît un point sonique.

Le Mci dépend de la forme du corps considéré et de l'incidence dans le cas d'une aile (lorsque l'incidence croît, Mci diminue par suite de l'accroissement des survitesses qui en résulte, il peut descendre jusqu'à Mo = 0,5).

Un point sonique apparaît sur l'extrados d'une aile qui a une incidence positive.

Lorsque le nombre de Mach Mo croît une région supersonique apparaît qui se trouve subitement limitée par une onde de choc en aval de faible intensité qui ne modifie pas profondément l'état de la couche limite (figure 49).

Lorsque Mo croît encore l'onde de choc d'extrados recule et devient plus intense, elle peut provoquer le décollement de la couche limite engendrant un sillage très épais d'où diminution de la portance et grande augmentation de la traînée. En outre une onde de choc apparaît sur l'intrados.

Quand Mo tend vers 1 les ondes de choc d'extrados et d'intrados s'établissent au voisinage immédiat du bord de fuite. Les décollements sont généralement très réduits, l'écoulement est supersonique sur presque la totalité du profil.

Lorsque Mo = 1 une onde de choc détachée se forme en avant du profil puis se rapproche de celui-ci et s'incurve quand Mo augmente encore, en outre les ondes au bord de fuite s'inclinent d'avantage. L'écoulement au bord d'attaque est subsonique.

A partir d'une certaine valeur de Mo appelé "Mach critique supérieur" l'écoulement sur le profil est entièrement supersonique.

Le domaine transsonique correspond aux valeurs de Mo comprises entre le nombre de Mach critique inférieur et le nombre de Mach critique supérieur (Mci $<$ Mo $<$ Mcs), l'écoulement sur le profil est en partie subsonique et en partie supersonique.

4) ECOULEMENT AVEC ONDES DE CHOC.

L'approximation de Prandlt - Glauert est en défaut lorsque des ondes de choc existent sur un profil.

Les propriétés aérodynamiques varient très notablement et différemment avec Mo d'un profil à l'autre selon que les ondes de choc coexistent ou non à l'extrados et à l'intrados et suivant leur position.

Résultats expérimentaux.

- Cz croît avec Mo pour une incidence donnée conformément à la théorie de Prandlt - Glauert suivi d'une brusque diminution lorsque Mo atteint une certaine valeur, valeur d'autant plus faible que l'incidence est grande (figure 51).
- Cxp croît brutalement (décollement derrière l'onde de choc) pour une valeur d'autant plus faible de Mo que l'incidence est grande (figure 52).
- grandes variations de la position du centre de poussée qui se traduisent par des variations de Cm et du foyer (figure 53) donc variation de la stabilité.

Les variations en sens inverse de Cz et de Cx à partir d'une certaine valeur de Mo se traduisent sur la polaire par une chute considérable de finesse (figure 54).

Les singularités transsoniques sont essentiellement fonctions de l'épaisseur relative du profil et sont moins prononcées dans le cas d'une aile d'envergure limitée. Pour un allongement donné et à une incidence donnée la croissance transsonique de la traînée se produit à un nombre de Mach d'autant plus grand que l'épaisseur relative est faible et l'augmentation de traînée est d'autant plus faible (figure 55).

Le recul de la position de l'épaisseur maximum et la diminution du rayon du bord d'attaque retardent l'apparition des phénomènes d'ondes de choc. Les profils laminaires se comportent donc mieux que les profils classiques en subsonique élevé.

Les petits allongements sont favorables lorsque Mo est supérieur à Mci. Pour une épaisseur relative donnée et à une valeur de Cz donnée la croissance transsonique de traînée apparaît à un nombre de Mach d'autant plus grand que l'allongement est petit et l'augmentation de la traînée est d'autant plus progressive et faible (figure 56).

La flèche retarde également l'apparition de la croissance de traînée et celle-ci est d'autant plus faible que la flèche est importante (figure 57).

$M = 1$

$M_0 = M_{ci}$ Apparition d'un point sonique

$M_0 = 1 - \varepsilon$ M>1 M>1 Recul des Ondes de choc jusqu'au bord de fuite.

$M > 1$

$M_0 > M_{ci}$

Onde de choc

Apparition onde de choc d'extrados

$M_0 = 1 + \varepsilon$ M<1 M>1 M>1 Apparition d'une Onde détachée à l'avant le bord d'attaque est encore en subsonique.

Apparition onde de choc à l'intrados

$M_0 = M_{cs}$ M>1 M>1 Ecoulement entièrement supersonique

Fig. 49 - SCHEMAS D'ECOULEMENTS TRANSSONIQUES

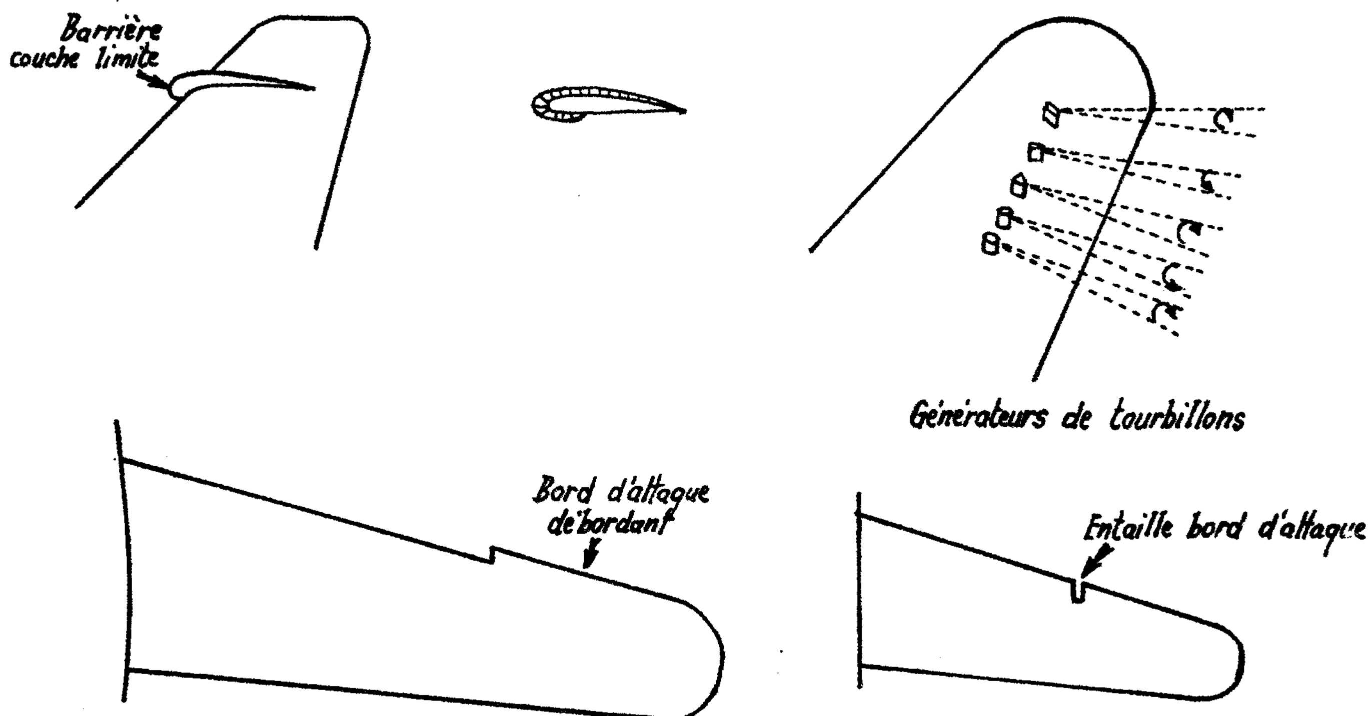


Fig. 50 - DISPOSITIFS UTILISES POUR RETARDER LE DECOLLEMENT DE LA COUCHE LIMITE SUR UNE AILE EN FLECHE

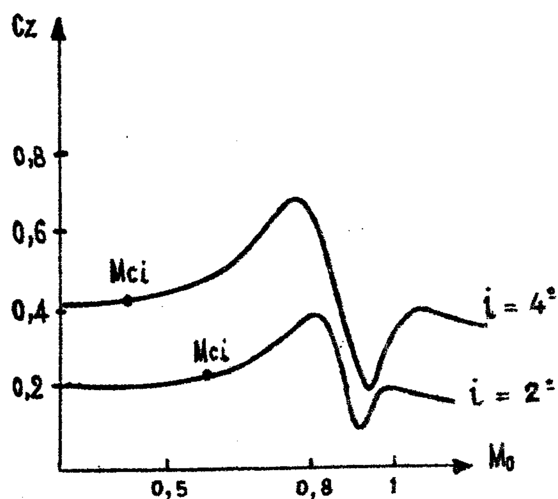


Fig. 51 - VARIATION DE Cz AVEC Mo

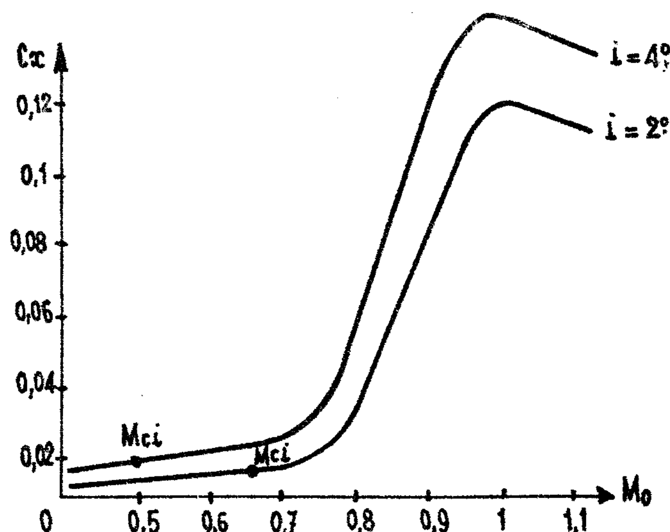


Fig. 52 - VARIATION DE Cx AVEC Mo

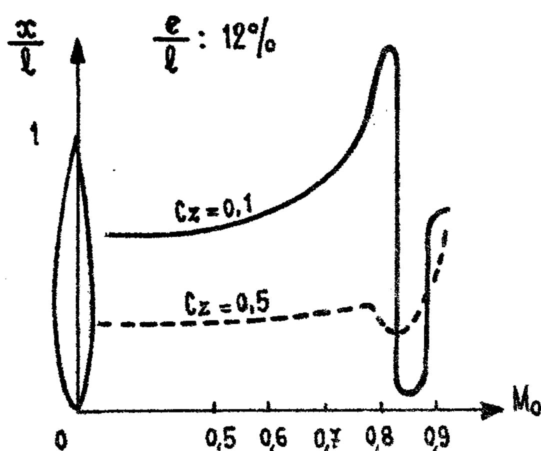


Fig. 53 - VARIATION DU CENTRE DE POUSSEE AVEC Mo (Aile droite, grand allongement)

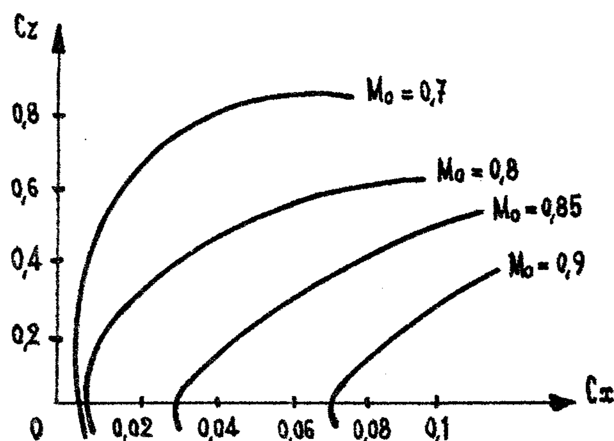


Fig. 54 - INFLUENCE DE Mo SUR LA POLAIRE

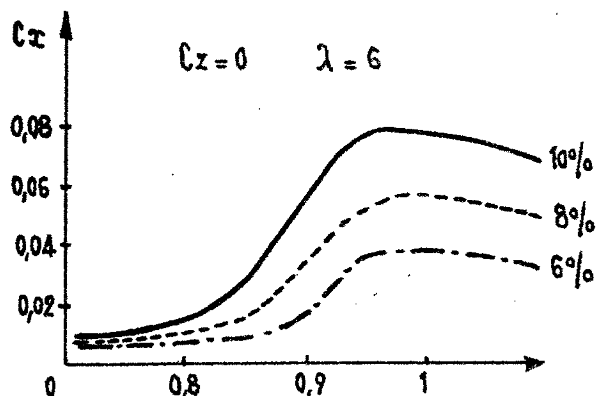


Fig. 55 - INFLUENCE DE L'EPAISSEUR RELATIVE SUR LA VARIATION DE Cx.

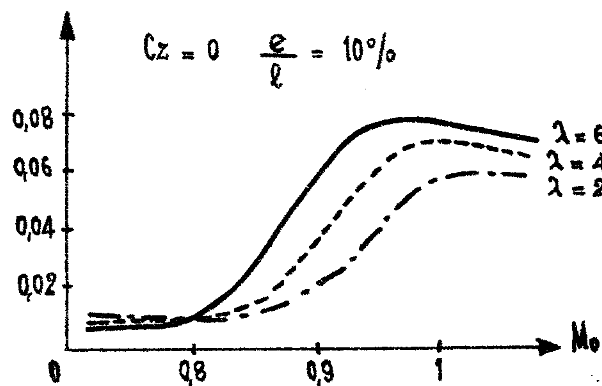
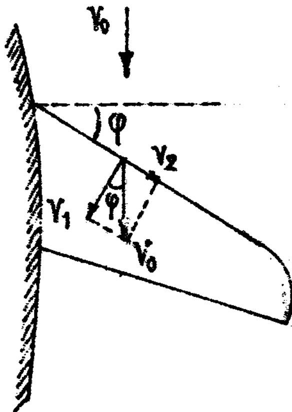


Fig. 56 - INFLUENCE DE L'ALLONGEMENT SUR LA VARIATION DE Cx

5) AILE EN FLECHE ET AILE DELTA.



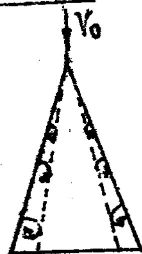
On peut décomposer la vitesse Vo suivant une perpendiculaire au bord d'attaque $V_1 = Vo \cos \varphi$ et suivant une parallèle au bord d'attaque $V_2 = Vo \sin \varphi$.

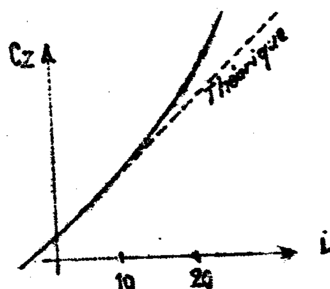
La composante V_1 détermine la sustentation elle intervient seule pour conditionner le champ des vitesses locales, il en résulte que les phénomènes soniques apparaitront pour une valeur plus élevée de Vo que pour une aile droite et d'autant plus que la flèche sera importante. Mais le principe de la décomposition des vitesses ne peut être appliquée dans la partie centrale de l'aile.

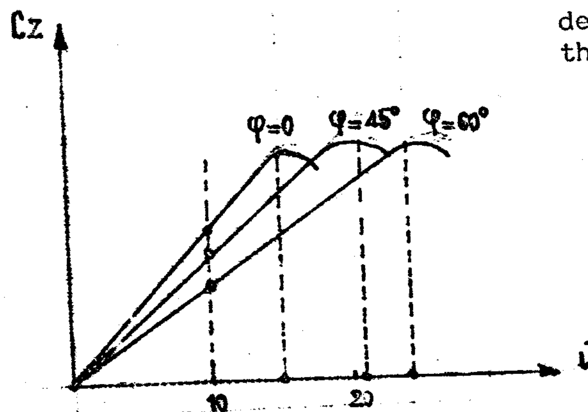
Sous l'effet de la composante V_2 la couche limite s'écoule également de la partie centrale vers les extrémités de l'aile provoquant un épaississement de la couche aux extrémités, il en résulte aux grandes incidences un décollement prématuré en ces endroits qui tend à se propager vers la partie centrale. On peut placer une barrière de couche limite (fence des anglo-saxons) qui s'oppose à cette propagation et qui en créant des tourbillons retarde l'apparition du décollement des bouts d'aile (on peut également pratiquer une entaille dans le bord d'attaque ou placer un bord d'attaque débordant sur une partie de l'envergure. On peut aussi placer des générateurs de tourbillons (figure 50).

Le décrochement des bouts d'aile aux grandes incidences provoque un déplacement vers l'avant du centre de poussée d'où une tendance de l'avion à cabrer (ce que les anglo-saxons appelent Pich-up).

En ce qui concerne le déplacement du centre de poussée, l'aile en flèche ne présente pas certains inconvenients de l'aile droite. Le foyer qui reste à peu près à une position fixe jusque vers Mo = 0,8 se déplace vers l'arrière ensuite mais il n'y a pas de déplacement brusque vers l'arrière ou vers l'avant comme dans le cas de l'aile droite de grand allongement (figure 66).







Lorsque la flèche est supérieure à 45 degrés et plus particulièrement pour les ailes en delta, l'expérence met en évidence tant que le bord d'attaque reste subsonique, la formation d'un système tourbillonnaire qui se développe depuis l'apex (pointe avant de l'aile) dès que l'incidence est supérieure à une certaine valeur (6 à 9 degrés). Il est constitué essentiellement par deux tourbillons en cornet alimentés par l'air qui passe de l'intrados à l'extrados, ces tourbillons engendrent des survitesses qui procurent un accroissement de portance par rapport à la portance théorique.(1)

Aux petits nombres de Mach soit aux faibles vitesses la sustentation globale d'une aile en flèche à une incidence donnée est réduite par rapport à l'aile droite. Le Cz maximum a lieu pour une incidence plus élevée ce qui conduit l'avion à avoir une position plus cabrée à l'atterrissage (2).

L'hypersustentation d'une aile en flèche est un problème difficile, en règle générale l'efficacité du dispositif hypersustentateur décroît quand la flèche croît. Une solution pour remédier à cet inconvénient est l'adoption d'une aile à géométrie variable (rotation de chaque demi-aile autour d'un axe perpendiculaire au plan de l'aile)la flèche peut être considérablement diminuée et les dispositifs de bord de fuite intéressent alors une plus grande partie de l'aile l'envergure étant plus grande (fig.58) en outre pour les faibles vitesses un grand allongement est

---

(1) En dotant une telle aile d'un bord d'attaque articulé (bord d'attaque cassé) on obtient une augmentation de portance par suite du renforcement des tourbillons d'apex pour un braquage vers le haut et une augmentation de la finesse pour un braquage vers le bas.

(2) La visibilité vers l'avant peut alors se trouver réduite lors de l'atterrissage. Pour remédier à cet inconvénient on a prévu pour certains avions à forte flèche de faire pivoter l'avant du fuselage vers le bas de quelques degrés (Par exemple sur le Concorde 17 degrés).

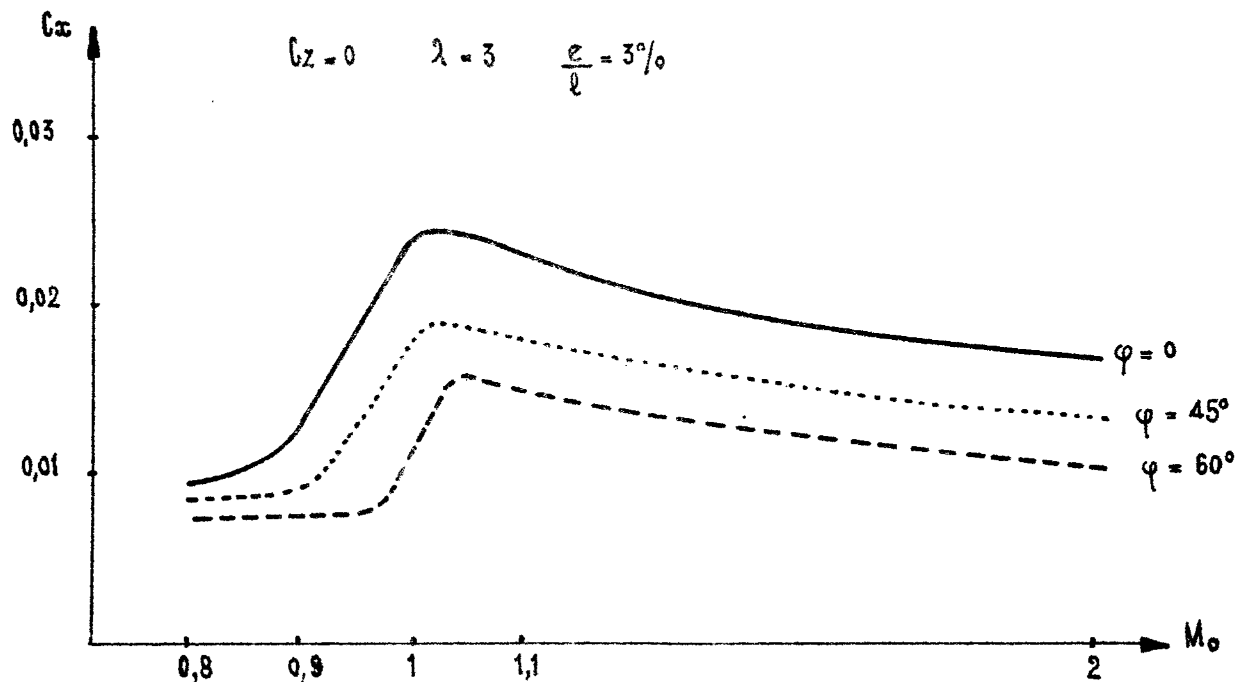


Fig. 57 - INFLUENCE DE LA FLECHE SUR LA VARIATION DE Cx

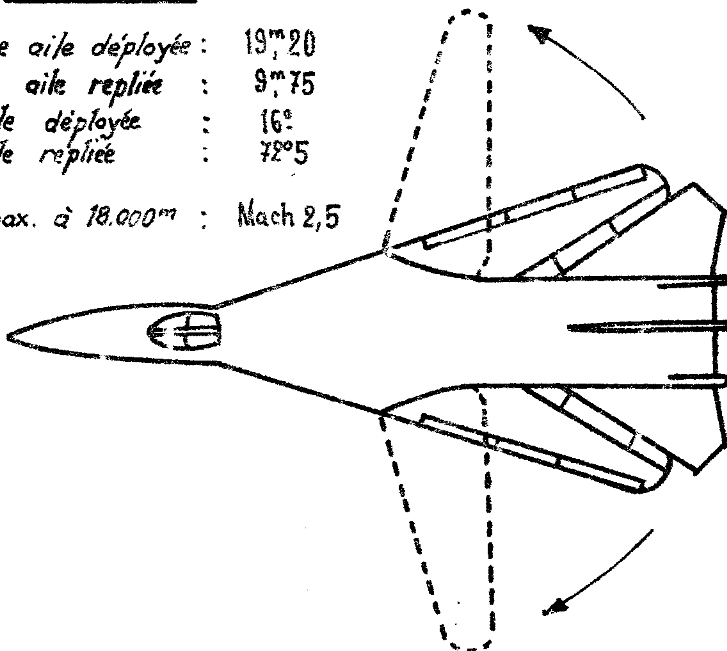


Fig. 58 - EXEMPLE D'AVION A GEOMETRIE VARIABLE

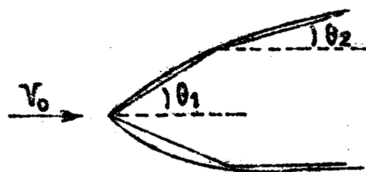
favorable(diminution de la trainée induite)et permet un meilleur contrôle en roulis, la flèche étant réduite le Cz maximum a lieu pour une incidence plus faible que si la flèche était élevée et l'atterrissage s'effectuera dans une position moins cabrée.

En raison des singularités qui apparaissent et bien qu'on en réduit l'importance par les moyens que nous avons indiqués, le domaine transsonique ne présente aucun intérêt pour les avions civils. Certes un avion supersonique devra passer dans le domaine transsonique avant et après son vol de croisière mais il a intérêt à y rester le moins longtemps possible.

CHAPITRE XI

DOMAINE SUPERSONIQUE

1) ECOULEMENT SUPERSONIQUE.



Ackeret a donné une théorie de l'aile d'allongement infini en écoulement supersonique. On considère dans le contour du profil un polygone inscrit à un grand nombre de côtes et on étudie l'écoulement dévié successivement autour des sommets du polygone.

La pression qui agit sur un élément de surface ne dépend que de l'inclinaison de cet élément sur la vitesse pour un nombre de Mach donné.

$$K_p = \pm \frac{2}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \times \theta$$

Portance.

La sustentation est proportionnelle à l'incidence à un nombre de Mach donné :

$$C_z = \frac{4}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \times i$$

Au même nombre de Mach tous les profils ont la même sustentation, il n'y a aucun avantage à donner de la courbure au profil. A une incidence donnée Cz est d'autant plus petit que le nombre de Mach est grand ; le gradient de portance $\frac{dCz}{di}$ diminue donc lorsque Mo croît (figure 59).

Traînée.

La traînée due aux pressions qu'on appelle traînée d'onde varie avec le carré de l'épaisseur relative du profil alors qu'en subsonique la traînée ne croît que faiblement avec celle-ci, on a donc intérêt à utiliser un profil le plus mince possible. D'autre part la pression étant normale à l'élément de surface et proportionnelle à l'inclinaison de cet élément sur la vitesse on aura également intérêt à avoir un bord d'attaque pointu.

Pour les profils losangiques (en forme de losange)

$$Cx_0 = \frac{4}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \left[i^2 + \left(\frac{e}{l}\right)^2 \right]$$

$\frac{e}{l}$: épaisseur relative

Pour les profils lenticulaires symétriques (formés par 2 arcs de cercle de même rayon).

$$Cx_0 = \frac{4}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \left[i^2 + \frac{4}{3} \left(\frac{e}{l}\right)^2 \right]$$

A une incidence donnée la traînée d'onde est d'autant plus faible que le nombre de Mach est élevé (figure 60).

A la traînée d'onde s'ajoute la traînée de frottement comme en écoulement subsonique.

On remarque que la finesse est indépendante du nombre de Mach, la finesse maximum est beaucoup plus faible qu'en subsonique, de l'ordre de 4 à 15 suivant l'épaisseur relative.

La figure 61 montre l'évolution de la polaire en supersonique.

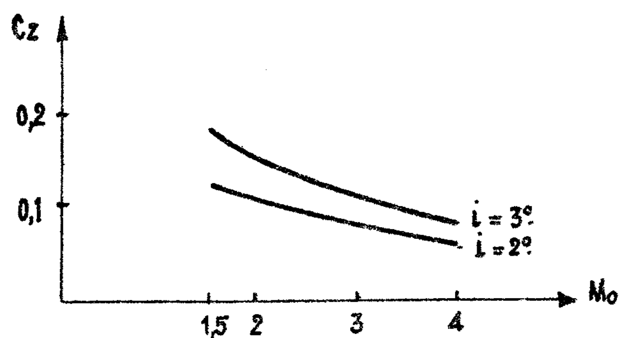


Fig. 59 - VARIATION DE Cz AVEC Mo

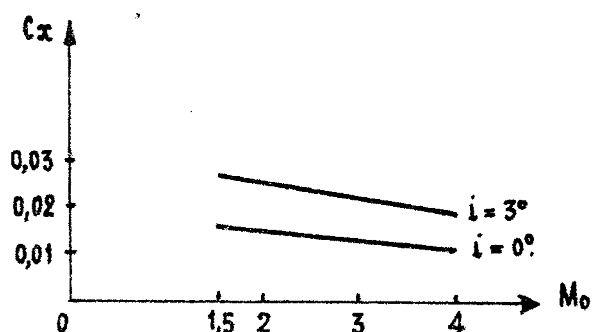


Fig. 60 - VARIATION DE Cx AVEC Mo

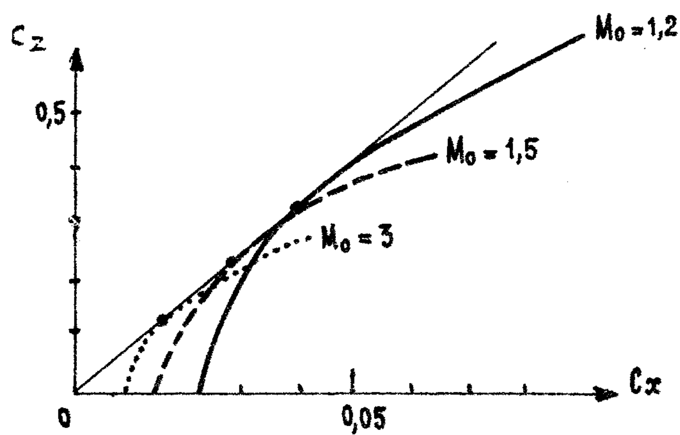


Fig. 61 - EVOLUTION DE LA POLAIRE AVEC Mo

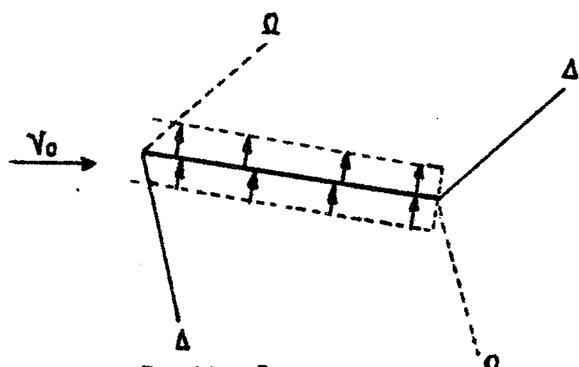


Fig. 62 - PRESSIONS SUR UNE PLAQUE PLANE

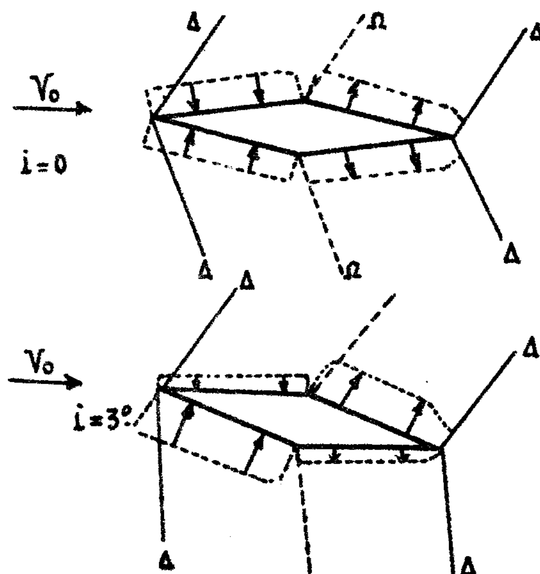


Fig - 63 - PRESSIONS SUR UN PROFIL LOSANGIQUE

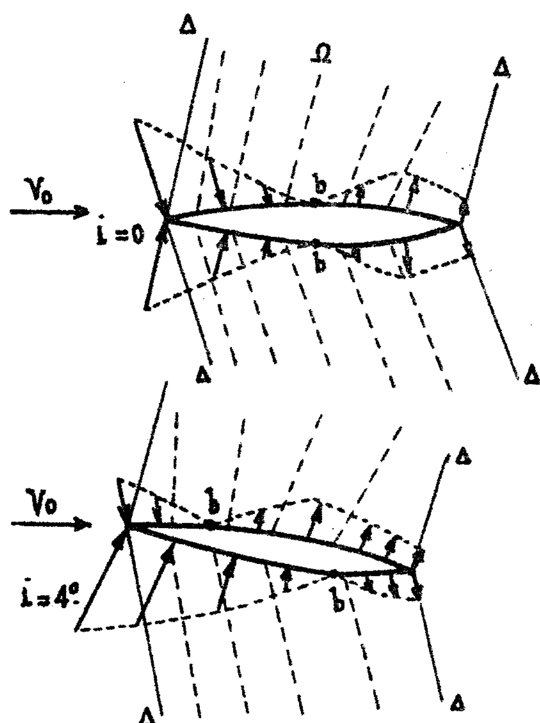


Fig. 64 - PRESSIONS SUR UN PROFIL LENTICULAIRE

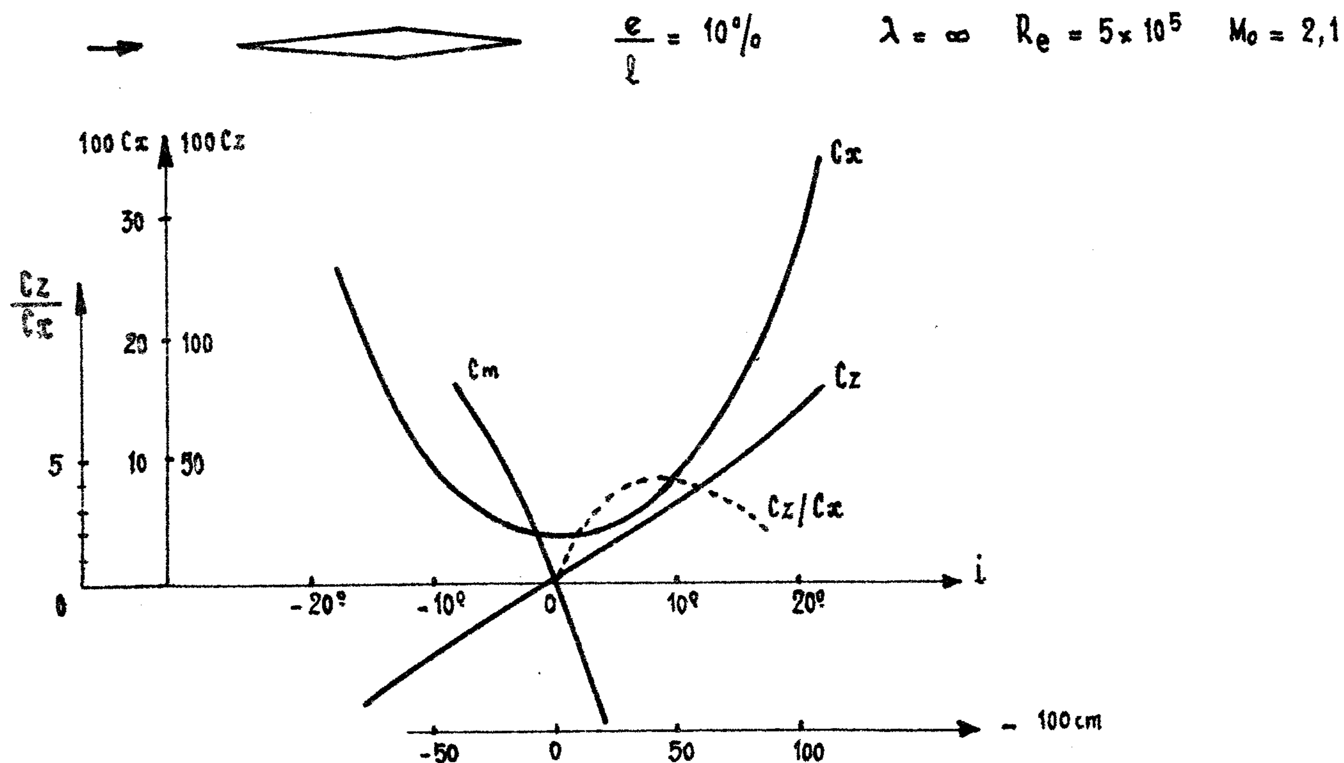


Fig. 65 – CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES D'UN PROFIL LOSANGIQUE EN SUPERSONIQUE

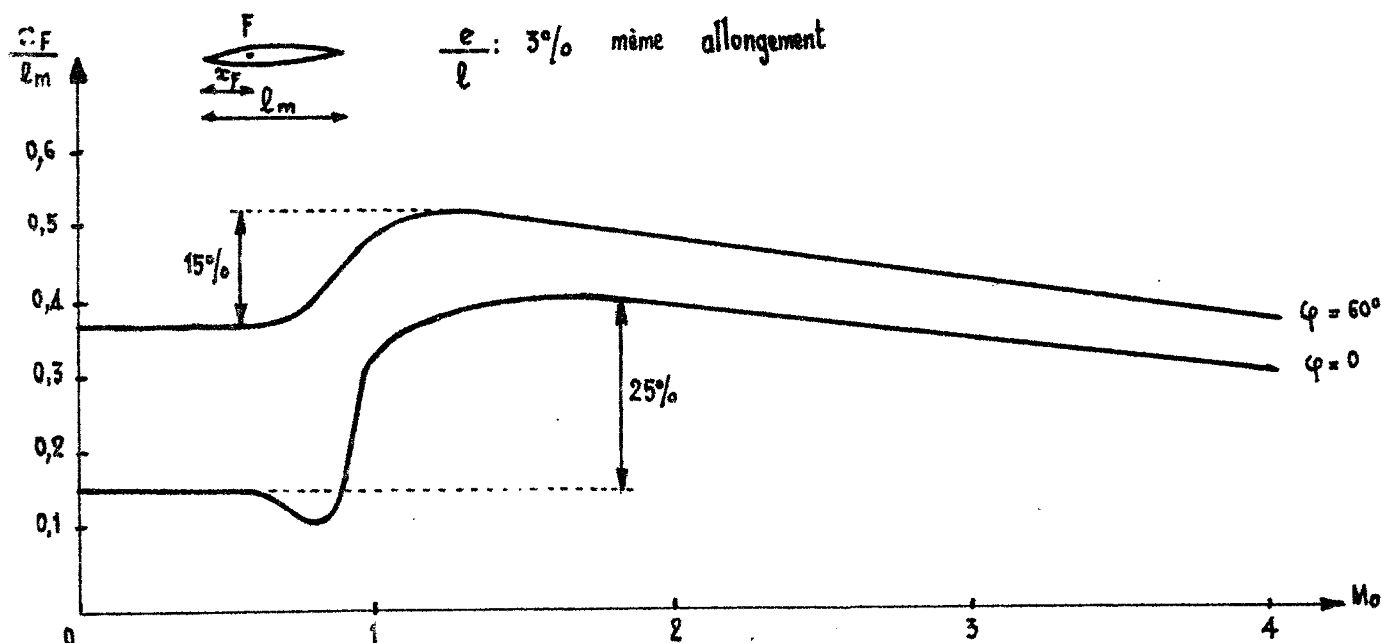


Fig. 66 – INFLUENCE DE LA FLECHE SUR LA VARIATION DU FOYER

Répartition des pressions.

En vol supersonique l'avion vole à des incidences faibles car la vitesse étant élevée il suffit d'une faible valeur de Cz.

a) Plaque plane.

Si l'incidence est assez faible une onde attachée se produit au bord d'attaque, une onde de choc oblique s'établit à l'intrados et une onde de détente à l'extrados. Chaque élément de la surface faisant le même angle avec la vitesse, la dépression sur l'extrados et la surpression sur l'intrados seront constantes sur toute la plaque, la résultante des forces aérodynamiques sera située au milieu de la plaque et perpendiculairement à celle-ci.

Au bord de fuite on trouve une onde de choc oblique à l'extrados et une onde de détente à l'intrados (figure 62).

b) Profil losangique.

Si l'incidence est assez faible une onde de choc oblique s'établit au bord d'attaque et au bord de fuite sur l'extrados et sur l'intrados, une onde de détente s'établit aux arêtes.

La pression est constante sur chacune des faces du losange. Il existe des surpressions sur les deux faces avant et des dépressions sur les deux faces arrières. (figure 63).

Lorsque l'incidence croît la surpression sur la face avant d'extrados diminue tandis qu'elle augmente sur la face avant d'intrados et la dépression sur la face arrière d'extrados augmente tandis qu'elle diminue sur la face arrière d'intrados.

c) Profil lenticulaire.

Il se produit encore des ondes de choc obliques au bord d'attaque et au bord de fuite (1) mais il y a toute une série d'ondes de détente entre le bord d'attaque et le bord de fuite à l'extrados et à l'intrados.

La pression décroît du bord d'attaque au bord de fuite en passant par la valeur Po au point b où l'élément de surface est parallèle à la vitesse ($\theta = 0$ donc $Kp = 0$) (figure 64).

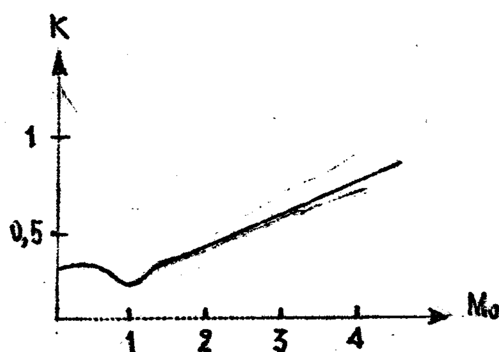
(1) Au-delà d'une certaine incidence l'onde de bord d'attaque se détache et se place en avant.

Lorsque l'incidence augmente la zone de surpression diminue et la zone de dépression augmente sur l'extrados et inversement sur l'intrados.

L'interaction de l'onde de choc du bord de fuite sur la couche limite produit un décollement qui diminue la sustentation et fait avancer le centre de poussée (également vrai pour un profil losangique).

Alors qu'en subsonique les dépressions sur l'extrados sont supérieures en valeur absolue aux surpressions sur l'intrados l'expérience montre pour un profil lenticulaire qu'en supersonique les surpressions sur l'intrados sont plus importantes que les dépressions sur l'extrados.

2) AILE D'ENVERGURE LIMITEE.



Pour les faibles allongements (inférieurs à 3 ou 4) et pour les ailes à forte flèche la théorie de Prandlt n'est plus applicable, on applique alors une théorie dite "de la surface portante" et on appelle résistance due à la portance, l'accroissement de traînée

$$Cx_i = K . Cz^2 \qquad K \geqslant \frac{1}{\pi \lambda}$$

Le coefficient K croît lorsque Mo > 1 et pour Mo donné dépend de la forme en plan de l'aile.

A Cz donné la traînée due à la portance est donc beaucoup plus importante en supersonique qu'en subsonique, mais il y a lieu de remarquer qu'un avion vole à des valeurs de Cz beaucoup plus faible en supersonique qu'en subsonique(1)

(1) Pour Concorde volant à Mach 2,2 à 17.000 mètres d'altitude la traînée due à la portance représentera plus de $\frac{1}{3}$ de la traînée totale.

3) FORME EN PLAN DE L'AILE.

Nous avons vu les avantages que présentait une aile en flèche dans le domaine transsonique (augmentation de traînée plus faible, déplacement plus régulier et moins accentué du foyer) or un avion supersonique doit passer dans le domaine transsonique. D'autre part, on constate qu'en supersonique la traînée reste plus faible pour une aile en flèche que pour une aile droite (figure 57). Pour ces raisons on adopte généralement des ailes à forte flèche pour les avions supersoniques malgré les inconvénients qu'elles présentent par ailleurs.

Il y a lieu de remarquer que l'écoulement devient supersonique au bord d'attaque d'une aile en flèche pour une valeur de $Mo > 1$ d'autant plus grande que la flèche du bord d'attaque est grande ($Mo > 1,414$ pour $\varphi = 45°$, $Mo > 2$ pour $\varphi = 60°$, $Mo > 2,91$ pour $\varphi = 70°$). Si le bord d'attaque est subsonique il y a intérêt à doter l'aile d'un profil à bord d'attaque arrondi (profil subsonique)et la finesse sera meilleure.

Au dessus d'une certaine valeur du nombre de Mach qui dépend de la flèche du bord d'attaque, l'allongement n'a pratiquement plus d'influence sur la traînée d'onde (Pour $\varphi = 45°$ $Mo = 2$, pour $\varphi = 60°$ $Mo = 3$, pour $\varphi = 75°$ $Mo = 4$).

Aile delta.

L'aile delta a une forte flèche de bord d'attaque et un faible allongement. Elle a relativement une bonne finesse aérodynamique. On peut retarder l'apparition des décollements en bout d'aile en donnant aux extrémités une forme trapezoïdale (aile tronquée).

Elle présente en outre un avantage du point de vue construction pour une aile qui doit d'autre part être très mince, la corde à l'emplanture étant relativement grande l'épaisseur maximum du profil aura cependant une valeur acceptable pour que les longerons puissent avoir une hauteur suffisante leur permettant d'encaisser les efforts de flexion et pour pouvoir loger les roues du train d'atterrissage. Enfin l'aile a une meilleure résistance en torsion qu'une aile de même flèche qui n'aurait pas cette forme.

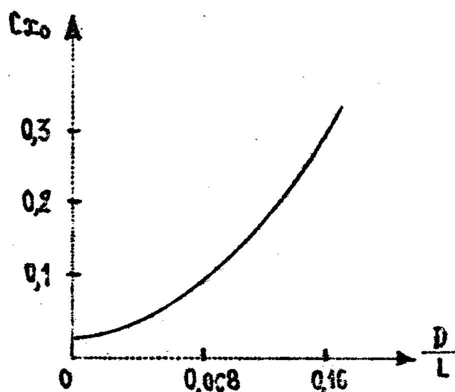
Aile gothique.

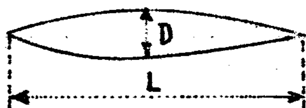
L'aile gothique à bord d'attaque aigu présente l'intérêt de permettre le vol subsonique à un Cz relativement élevé pour un avion conçu pour voler en croisière nettement en supersonique.

D'autre part l'écoulement sur les bouts d'aile tend moins à décoller, la courbe Cm = f (i) reste linéaire (Pas d'engagement à cabrer qui caractérise l'aérodynamique des ailes delta non tronquées).

Le foyer est situé plus en avant que pour une aile delta de même allongement.

4) FORME DU FUSELAGE.





La pression qui agit sur un élément de surface dépendant de l'inclinaison de cet élément sur la vitesse, le fuselage aura la partie avant pointue et sera très élancé la traînée étant proportionnelle à $\left(\frac{D}{L}\right)^2$ (1)

Il y a lieu toutefois de noter que la résistance d'onde d'un corps de révolution est beaucoup plus faible que celle d'une aile de même épaisseur relative (et qui aurait la même surface de maitre-couple).

5) ECHAUFFEMENT.

Sur un corps qui se déplace à grande vitesse la température de la paroi devient rapidement élevée.

La température à la paroi est donnée par la formule suivante en degrés Kelvin :

$$Tp = T + 4,2 \cdot 10^{-4} V^2$$

V : vitesse locale

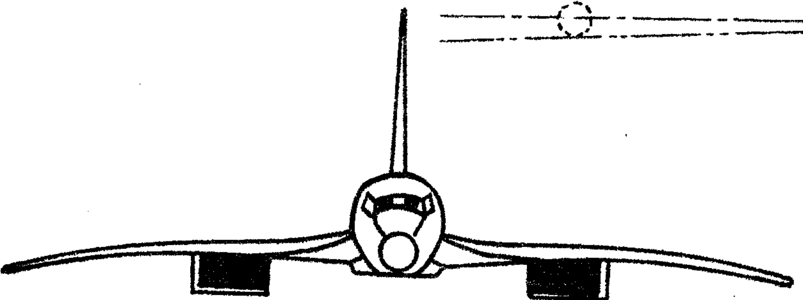
Par exemple à 11.000 mètres où T = 216,5 pour V = 600 m/s soit environ Mach 2 TP = 367,7 soit 94,7 degrés centigrades et à Mach 3 à cette altitude la température serait de 272 degrés centigrades.

(1) Concorde 5,9% (Caravelle 10%).

CONCORDE : PREMIER AVION COMMERCIAL SUPERSONIQUE







Envergure	25 m 60	*Poussée max.*	4 x 16 T
Longueur	57 m 70	*Poids max.*	152 T
Hauteur	11 m 10	*Vitesse max.*	Mach 2,2
Surface	358 m²	*Vitesse approche*	270 Km/h (incidence 13°)
Allongement	1,8		144 Passagers sur 6.500 Kms
Charge alaire	424 Kg/m²		

Aux points d'arrêt ou d'impact la température est encore plus élevée

$$Ti = T + 5 . 10^{-4} Vo^2$$

Dans les conditions précédentes elle serait de 126°5 centigrades à Mo = 2 et 335° à Mo = 3. (1)

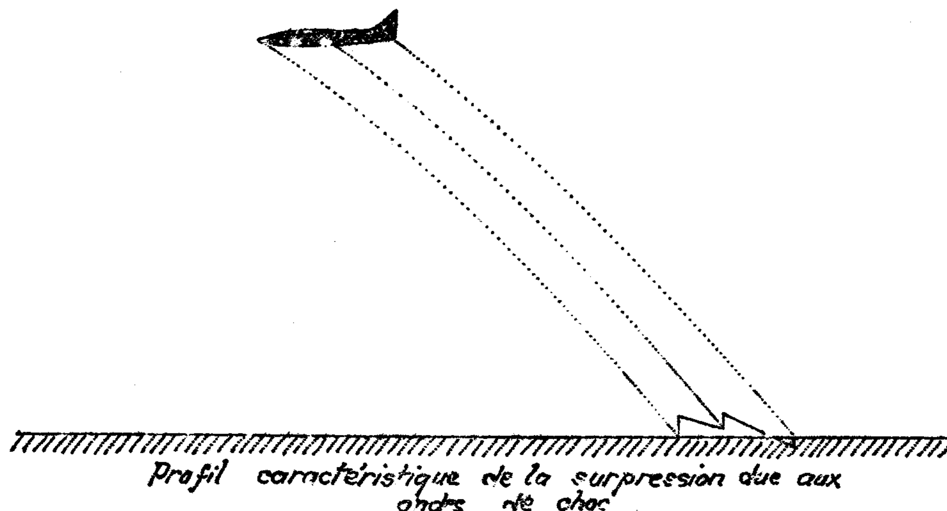
De telles températures posent des problèmes pour la construction, les alliages à base d'aluminium ne peuvent plus être utilisés pour des appareils devant voler au-dessus de Mach 2,2 environ, on prévoit donc l'utilisation d'autres métaux comme le titane par exemple. Il y a également un problème d'isolation (poste d'équipage et cabines passagers, soutes, réservoirs de carburant).

6) BANG SONIQUE

Les ondes de choc créées par un avion volant à une vitesse supersonique se prolongent jusqu'au sol et se déplacent donc à la même vitesse. D'autre part nous avons vu que la pression était plus élevée derrière l'onde que devant.

Les sautes de pression qui se manifestent au passage des ondes sont accompagnées d'un bruit semblable à celui d'une explosion. L'intensité du bang est d'autant plus forte que la surpression est élevée, elle sera plus forte pour un avion volant à altitude moyenne qu'à très haute altitude. (2)

D'après des expériences faites le bang sonique intéresse une zone large de plusieurs dizaines de kilomètres de part et d'autre de la trace au sol de la trajectoire de l'avion. Ce phénomène crée des problèmes opérationnels pour le survol des régions habitées.



Profil caractéristique de la surpression due aux ondes de choc

(1) Pour Concorde qui doit voler à Mo = 2,2 on prévoit des températures de 153° C à la pointe avant du fuselage et 123° C au bord d'attaque de l'aile.

(2) A altitude et vitesse donnée l'intensité du bang dépend de la forme et du poids de l'avion.

CHAPITRE XII

AVIONS SPECIAUX ET GIRAVIONS

A) AVIONS SPECIAUX.

1) AILE VOLANTE.

C'est un avion qui ne possède pas d'empennage horizontal.

Nous avons montré au chapitre sur la stabilité qu'une aile seule pouvait être stable longitudinalement. La variation d'incidence s'effectue par le braquage simultané des ailerons qui agissent alors comme gouverne de profondeur. Les ailerons assurant simultanément le contrôle latéral par braquage en opposition et le contrôle longitudinal par braquage simultané on leur a donné un nom différent "élevon".

L'hypersustentation de l'aile volante pose un problème délicat car le braquage de dispositifs de bord de fuite fait apparaître un moment piqueur important qu'on ne peut réduire qu'en adoptant une aile à forte flèche avec volets hypersustentateurs dans la partie centrale ; mais nous avons vu que l'hypersustentation d'une aile en flèche est faible. Aussi malgré l'avantage d'avoir une traînée totale plus faible (absence d'empennage horizontal, fuselage plus court) l'aile volante n'a guère été utilisée pour le vol subsonique (mis à part quelques planeurs pour lesquels l'hypersustentation ne se pose pas). Par contre l'adoption d'aile en delta ou gothique pour le vol supersonique, pour les raisons que nous avons indiquées, a conduit beaucoup de constructeurs à adopter cette formule.

2) AVION TYPE CANARD.

L'empennage horizontal est placé en avant de l'aile et concoure à la sustentation.

L'empennage est alors déstabilisateur puisqu'il est situé en avant du centre de gravité. Le centrage sera donc plus en avant que pour une aile volante.

L'intérêt aérodynamique principal d'une telle formule en subsonique semble être lié au fait que l'empennage à une incidence au moins égale à celle de l'aile si bien qu'il décroche généralement avant l'aile et empêche l'appareil d'atteindre des incidences dangereuses (lorsque l'empennage décroche l'appareil pique et l'incidence de l'aile diminue). En supersonique cette formule présenterait certains avantages du point de vue finesse et stabilité longitudinale.

3) AVIONS S T O L et V T O L.

Les avions de transport modernes nécessitent des pistes de longueur appréciable pour le décollage et l'atterrissage ce qui limite le nombre des aérodromes pouvant les recevoir.

Depuis quelques années un certain nombre de constructeurs étudient et mettent au point des avions pouvant se contenter de pistes très courtes (STOL) ou même pouvant décoller verticalement (VTOL) comme un hélicoptère. Les principaux procédés utilisés sont :

- Souffle des hélices agissant sur toute la voilure qui est munie de dispositifs hypersustentateurs très efficaces (la vitesse de l'air qui frappe l'aile est ainsi plus élevée que la vitesse de déplacement) (Exemple : Bréguet 941 qui atterrit en 150 mètres au poids de 24 tonnes et décolle en 375 mètres au poids maximum de 26,5 tonnes).

- pivotement des groupes moto-propulseurs vers le haut (la traction admet une composante verticale qui s'ajoute à la sustentation de l'aile)

- aile basculante. Lorsque l'ensemble aile - groupes motopropulseurs est vertical l'avion peut décoller verticalement, lorsque cet ensemble est braqué à une position intermédiaire l'appareil décolle sur une distance courte (figure 67)

- adjonction de réacteurs à poussée verticale.

Le décollage vertical demande un excédent de puissance important et nécessite un dispositif pour le contrôle de la stabilité pendant cette phase de vol.

B) GIRAVIONS.

Ce sont des appareils dont les ailes sont remplacées par une ou plusieurs voilures tournantes ou rotor.

On distingue :

- l'autogire : La traction est assurée comme sur un avion, la sustentation est fournie par le rotor qui tourne librement autour de son axe et qui se trouve entraîné par la vitesse du vent relatif (comme une hélice en aéromoteur).

  L'autogire a eu un certain succès avant la dernière guerre parce qu'il décollait et atterrissait sur des distances faibles, mais depuis le développement de l'hélicoptère, sa construction a été presque abandonnée.

- l'hélicoptère : Le rotor assure à la fois la sustentation et la traction. L'avantage de l'hélicoptère est de pouvoir effectuer en plus du vol de translation, le vol vertical et le vol stationnaire.

- le girodyne : Le rotor entraîné comme celui de l'hélicoptère n'assure que la sustentation. La traction est obtenue comme pour un avion.

L'hélicoptère.

Le premier hélicoptère qui réalisa des vols appréciables fut le Bréguet - Dorand en 1935. Ce genre de giravion s'est développé depuis vingt ans seulement. Malgré son prix de revient plus élevé que celui d'un avion de charge égale, il présente l'intérêt de pouvoir remplir des missions que l'avion ne peut pas faire (transport en montagne, sauvetage, surveillance de lignes électriques ou de routes, transport sur de courtes distances entre n'importe quels points, etc ....).

a) Aérodynamique de l'hélicoptère.

Le rotor est composé de plusieurs pales, chaque pale est animée d'un mouvement de rotation. La pale a un profil comme une aile et chaque section possède une certaine incidence, chaque pale sera soumise à des forces aérodynamiques dont la résultante produira la sustentation.

Pendant leur rotation les pales décrivent une surface circulaire appelée "surface du rotor" ou "cercle balayé".

En vol stationnaire la sustentation d'un rotor en fonction de la vitesse périphérique en bout de pale est donnée par la formule suivante :

$$F_Z = \frac{1}{2} \rho \cdot f_z \cdot S \cdot U^2$$

dans laquelle

ρ : masse spécifique de l'air

S : surface du rotor

U : vitesse périphérique ($\pi N D$)

fz : coefficient sans dimension dépendant principalement du rapport de la surface totale des pales à la surface du rotor, du profil et du pas des pales.

La puissance nécessaire sur le rotor a pour valeur

$$W_n = \frac{1}{2} \rho \cdot m_N \cdot S \cdot U^3$$

m_N : coefficient de couple moteur sans dimension qui dépend principalement des mêmes paramètres que fz

et on définit un coefficient analogue à un rendement

$$\eta = \frac{f_z^{3/2}}{2 m_N}$$

En vol stationnaire le poids de l'appareil est égal à Fz.

On obtiendra le vol vertical en augmentant ou en diminuant Fz en modifiant le pas des pales.

Le vol de translation qui peut s'effectuer aussi bien vers l'avant que vers l'arrière ou latéralement s'obtient par inclinaison de l'axe du rotor (ou un moyen équivalent) la résultante des forces aérodynamiques admet alors une composante horizontale qui assure la traction permettant un déplacement horizontal de l'appareil (figure 68).

Le rapport du Poids à la surface du rotor $\frac{P}{S}$ est compris entre 8 et 40 Kg. au m^2 et le rapport du poids à la puissance $\frac{P}{W}$ entre 3 et 8 Kg. au cheval suivant les appareils.

b) Variation cyclique du pas - articulation des pales.

Les hélicoptères actuels ont généralement des pales articulées.

Lorsque l'appareil est animé d'une certaine vitesse de translation la vitesse d'une section de pale est la résultante de la vitesse de rotation et de la vitesse de déplacement, elle varie donc en direction et en intensité au cours d'un tour (figure 69). Pour palier à la variation de portance qui en résulterait on fait varier le pas de la pale à chaque instant automatiquement (au moyen de cames ou de biellettes) c'est ce qu'on appelle la variation cyclique du pas.

En outre pour égaliser la portance des différentes pales du rotor dans les divers azimuts et supprimer tout couple de roulis on articule chaque pale autour d'un axe horizontal, si la portance est trop forte la pale s'élève, son incidence diminue d'où sa portance (si la portance est trop faible la pale s'abaisse, son incidence augmente d'où sa portance).

Cela permet également de réduire l'effet des rafales.

Mais tout battement vertical des pales s'accompagne du fait de la rotation d'un battement horizontal qui nécessite l'articulation de chaque pale autour d'un axe vertical appelé charnière de traînée et doté d'un amortisseur de traînée.

c) Commande cyclique de pas.

Pour obtenir le vol en translation on peut au lieu d'incliner l'axe du rotor modifier le pas des pales par une commande cyclique commandée par le pilote et qui se superpose à la variation cyclique précédente, cela a pour effet de faire incliner la résultante des forces aérodynamiques sur le rotor dans la direction désirée (figure 70).

Ce système est le plus utilisé car l'inclinaison de l'axe du rotor conduirait à des angles d'inclinaison importants.

d) Commande simultanée du pas.

A partir d'une position quelconque tout mouvement ascensionnel ou descensionnel s'obtient en augmentant ou en diminuant le pas de toutes les pales de la même valeur.

En cas de panne moteur le pas doit prendre automatiquement une certaine valeur pour permettre l'autorotation du rotor qui se trouve en outre désacouplé du moteur (1).

e) Charge sur les pales.

Chaque élément de pale est soumis à des charges normales (forces aérodynamiques, force de pesanteur et inertie) et à des charges axiales (force centrifuge).

Par suite des battements chaque pale oscille simultanément dans un plan horizontal et dans un plan vertical; l'angle de l'axe longitudinal d'une pale avec un plan perpendiculaire à l'axe de rotor est appelé "angle de conicité" des pales (figure 71).

f) Dispositif anti-couple.

Lorsque le rotor est actionné par un moteur il existe un couple qui tend par réaction à faire tourner l'hélicoptère dans le sens opposé à celui de la rotation du rotor.

Si l'hélicoptère est muni de plusieurs rotors il est possible de compenser les couples ainsi créés, par contre dans le cas d'un monorotor il est indispensable d'avoir un dispositif spécial.

Les principaux dispositifs utilisés sont les suivants :

- hélice à l'arrière du fuselage (procédé le plus courant).
  Une hélice à axe horizontal perpendiculaire au plan vertical de symétrie et entraîné à l'aide d'une transmission par le moteur crée une force de traction latérale. Cette hélice est à pas variable de façon à pouvoir faire varier la traction.

- lice soufflant sur des surfaces verticales braquables placées à l'arrière du fuselage

- hélice latérale propulsive (hélice à pas variable)

- réaction d'un jet de gaz dévié à 90 degrés en arrière du fuselage.

(1) Certains hélicoptères disposent de plusieurs moteurs ce qui accroît la sécurité, la mise en autorotation du rotor n'étant, en cas de panne d'un moteur, plus nécessaire.

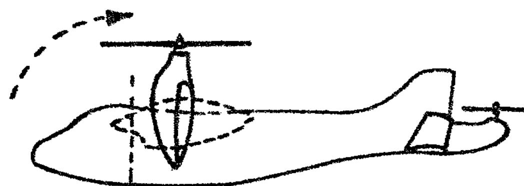


Fig. 67 - EXEMPLE D'AVION V/STOL A AILE BASCULANTE

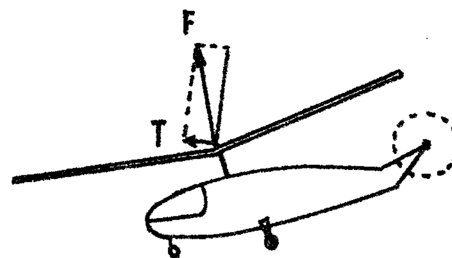


Fig. 68 - VOL DE TRANSLATION PAR INCLINAISON DU ROTOR

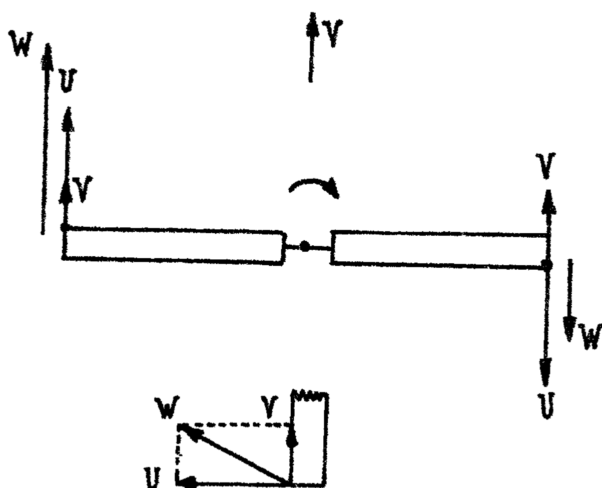


Fig. 69 - VARIATION DE LA VITESSE RESULTANTE EN VOL DE TRANSLATION

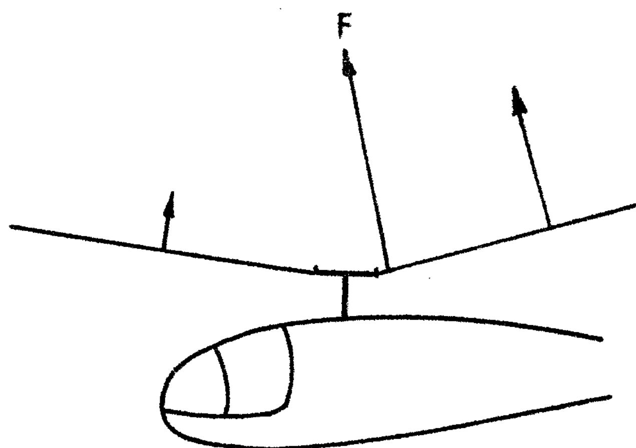


Fig. 70 - INCLINAISON DE LA RESULTANTE DES FORCES AERODYNAMIQUES PAR VARIATION CYCLIQUE DU PAS

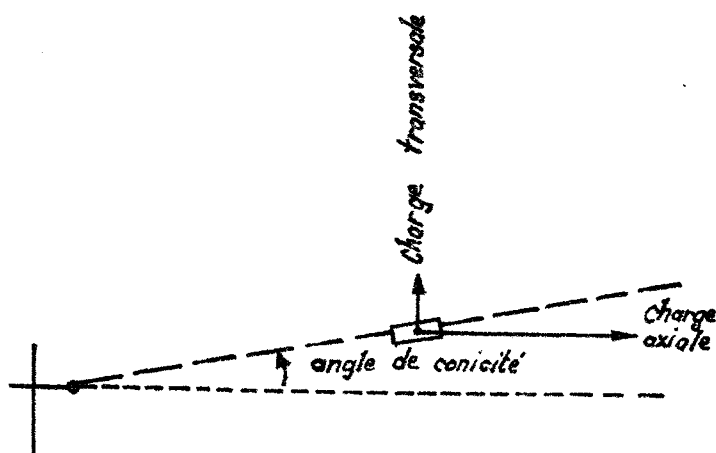


Fig. 71 - CHARGES SUR UN ELEMENT DE PALE

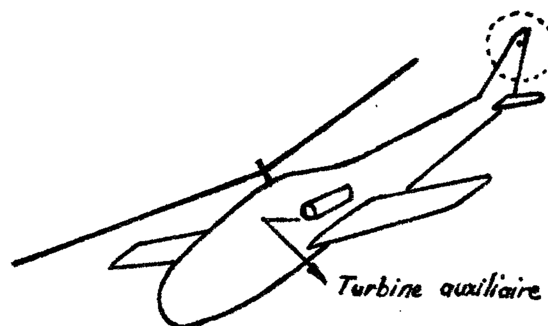


Fig. 72 - EXEMPLE DE GIRAVION COMBINÉ

Si le rotor n'est pas actionné par un moteur mais par des tuyères à combustion montées en bout de pale ou par éjection d'air ou de gaz en bout de pale, il n'y a pas besoin de dispositifs anti-couple.

g) Commandes de vol.

Les commandes de vol comprennent :

- un manche à balai qui est la commande cyclique de pas et que le pilote incline dans la direction où il désire que l'hélicoptère se déplace

- un palonnier comme sur un avion pour le changement de direction du fuselage, celui-ci agit dans le cas d'un monorotor par variation de la force produite par le dispositif anticouple et dans le cas de plusieurs rotors sur la variation cyclique du pas pour provoquer l'inclinaison de la résultante des forces aérodynamiques de chaque rotor dans des directions inverses afin de produire un couple de giration

- un levier de commande simultané du pas pour faire varier la valeur de la sustentation.

h) Hélicoptères à plusieurs rotors.

Plusieurs solutions ont été adoptées :

- deux rotors coaxiaux tournant en sens inverse (difficulté de commande du rotor supérieur)

- deux rotors latéraux non engrenant tournant en sens inverse (nécessite de grandes poutres latérales)

- deux rotors latéraux engrenants (n'a pas l'inconvénient du dispositif précédent)

- deux rotors en tandem tournant en sens inverse (avantage de ne pas augmenter les résistances parasites, le rotor arrière est surélevé pour ne pas se trouver dans le souffle du rotor avant en vol de translation).

i) Solutions nouvelles.

- rotor rigide.

On cherche à utiliser des rotors rigides qui n'auraient pas d'articulations de battement vertical et de traînée auxquelles suppléerait la flexion des pales. On simplifierait ainsi le mécanisme du rotor et le pilotage serait plus aisé.

- giravion combiné.

L'hélicoptère a une mauvaise finesse aérodynamique, sa vitesse horizontale est limitée (250 à 300 Km/H). Une solution pour augmenter cette vitesse consiste à pourvoir l'appareil d'une voilure sustentatrice qui libère le rotor d'une part plus ou moins grande de sa charge ; l'incidence des pales peut alors être moins grande et la finesse aérodynamique meilleure. Pour avoir un rendement optimum on doit adapter une turbine auxiliaire pour contrebalancer l'accroissement de traînée due à l'aile (figure 72).

On espère ainsi pouvoir dépasser 400 Km/H.

- rotor stoppable et repliable ou ecclipsable en vol.

On étudie des appareils qui au-delà d'une certaine valeur de la vitesse en translation n'utiliserait plus le rotor, la sustentation étant alors assurée uniquement ou presque par une aile; les pales du rotor arrêté seraient ou repliées (dans ce cas elles concoureraient à la portance de l'ensemble) ou ecclipsées dans lè fuselage.

Une telle solution (hélicoptère - avion) permettrait d'atteindre des vitesses élevées.

- augmentation de la portance par soufflage au bord de fuite des pales.

Ce procédé actuellement à l'étude permettrait de diminuer la traînée de profil et d'atteindre des portances élevées (Cz max de l'ordre de 3 au lieu de 1,1).

Le pas des pales serait fixe, la variation de portance serait obtenue par modification du braquage du volet de bord de fuite et le système de variation cyclique du pas serait remplacé par un système de variation de la déflexion du souffle.

j) Caractéristiques de quelques hélicoptères

Année	Marque	type	Poids total	Puissance	Diamètre rotor	Nb.de pales du rotor	Vitesse max.	Passagers	
1948	BELL	47 G	1.067 Kg.	200 cv	10m.72	2	138 Km/H	2	monorotor 1 moteur pistons
1955	Sud aviation	Alouette II	1.600 Kg.	360 cv	10m.20	3	177 Km/H	4	"
1954	Sikorsky	S - 58	6.350 Kg.	1.525 cv	17m.07	4	198 Km/H	18	"
1960	Boeing-Vertol	107	8.618 Kg.	2.500 cv	15m.24	3	270 Km/H	25	2 rotors tandem 2 turbomoteurs
1958	Westland	Belvédère	9.072 Kg.	3.300 cv	14m.91	4	222 Km/H	19	" "
1962	Sud aviation	Super Frelon	12.000 Kg.	3.960 cv	18m.90	6	260 Km/H	30	monorotor 3 turbomoteurs giravion combiné
1959	MIL	Mi - 6	40.500 Kg.	11.000 cv	35 m.	5	300 Km/H	80	monorotor 2 turbomoteurs le plus gros actuel

DEUXIEME PARTIE

LA CELLULE

CHAPITRE I

DESCRIPTION DE LA CELLULE

On distingue dans un avion :

- la cellule ou planeur
  - fuselage
  - aile ou voilure
  - empennages
  - train d'atterrissage
  - commandes des gouvernes
- le ou les groupes motopropulseurs
- les équipements : circuits hydrauliques, circuits essence, dégivreurs, conditionnement d'air, aménagement du poste de pilotage et des cabines passagers etc ....

1) LE FUSELAGE.

Le fuselage sert au logement de l'équipage et de la charge à transporter, mais il est aussi l'élément de liaison qui réunit les empennages à la voilure (sauf dans le cas des appareils bi-poutres comme le Nord 2500 par exemple).

Il peut porter le ou les groupes motopropulseurs et le ou une partie du train d'atterrissage (jambe avant ou roulette arrière).

2) L'AILE.

L'aile assure la sustentation de l'avion, elle est soumise à des efforts importants.

Suivant sa position par rapport au fuselage elle est dite "haute, semi-haute, médiane, semi-basse, basse". L'aile semi-basse ou basse est généralement adoptée pour les appareils modernes parce que cela permet de réduire la hauteur du train d'atterrissage (gain de poids et d'encombrement).

Les ailes des premiers avions étaient haubannées. Les haubans résistaient aux efforts verticaux, ils étaient constitués par des cordes à piano (fil d'acier) qui reliaient l'aile au fuselage ; On les remplaça ensuite par des mâts rigides profilés (encore employés sur certains avions légers car ils permettent une structure d'aile plus légère). Les avions modernes qui volent à des vitesses assez grandes ou élevées n'ont pas de haubans ce qui permet de réduire la traînée totale de l'avion, on dit alors que l'aile est "cantilevée" ou en porte à faux.

Plusieurs organes sont montés sur l'aile, ce sont :

- les ailerons : gouvernes qui servent au contrôle transversal. Ils sont situés en bout d'aile pour obtenir un couple maximum
- les dispositifs hypersustentateurs
- les spoilers
- les aérofreins
- le système anti et dégivreur situé sur le bord d'attaque
- les réservoirs d'essence à l'intérieur (métalliques, souples ou structuraux (1)) et éventuellement des réservoirs en bout d'aile largable ou non.

Eventuellement :

- le train principal d'atterrissage

(1) Un réservoir est dit structural lorsque le carburant est en contact avec les matériaux de la structure.

- les groupes motopropulseurs (moteurs à pistons en porte à faux en avant de l'aile, réacteurs montés en nacelle ou incorporés dans l'aile à l'emplanture).

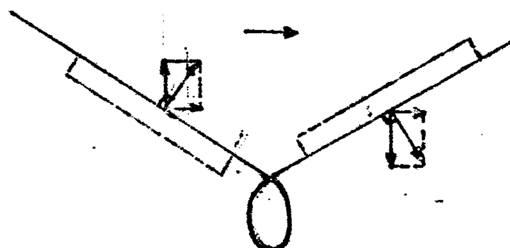
3) LES EMPENNAGES.

Les empennages assurent la stabilité et les manoeuvres de tangage et de lacet.

L'empennage horizontal dont la surface est environ 20 à 30 % de la surface de l'aile doit être dégagé du sillage de l'aile afin de garder son efficacité d'où la position haute souvent adoptée. Il comprend en général une partie fixe (plan fixe) dont le calage est règlable en vol sur certains avions (1) (ex. : Boeing 707) et une partie mobile (gouverne de profondeur). Lorsqu'il ne comporte pas de gouverne de profondeur (monobloc) tout l'empennage est mobile .

Un avion peut avoir un ou plusieurs empennages verticaux (monodérive, bi-dérives, tri-dérives). Plusieurs empennages présentent l'avantage de diminuer le moment de torsion transmis au fuselage par diminution du bras de levier des forces aérodynamiques (empennages moins haut) d'autre part les empennages qui ne sont pas montés sur le fuselage ne se trouvent pas dans le sillage de celui-ci et conservent leur efficacité aux grandes incidences. Cependant la solution monodérive semble se généraliser. L'empennage vertical dont la surface est d'environ 10 à 20 % de celle de l'aile comporte généralement une partie fixe (dérive) et une partie mobile (gouvernail de direction).

(1) La modification du calage du plan fixe (on devrait plutôt dire "plan horizontal" dans ce cas) permet de diminuer le braquage nécessaire de la gouverne de profondeur (diminution de la traînée et manoeuvrabilité meilleure) c'est un système de compensation de régime.



Certains avions n'ont pas à proprement parlé d'empennage vertical. L'empennage horizontal présente un fort dièdre géométrique d'où l'appelation "empennages en V". La partie mobile sert non seulement de gouverne de profondeur mais aussi de gouverne de direction lorsque la gouverne d'un demi-empennage est braquée vers le haut tandis que celle de l'autre demi-empennage est braquée vers le bas. Cette solution apporte un léger gain sur la traînée et sur le poids (ex. : Fouga magister).

4) LE TRAIN D'ATTERRISSAGE.

Le train d'atterrissage permet le déplacement et assure la suspension de l'avion au sol, assure le roulement au cours du décollage, la prise de contact avec le sol à l'atterrissage et le freinage.

Le train d'atterrissage a une résistance aérodynamique relativement importante aussi a-t'on d'abord doté les roues de carénage puis a-t'on adopté le train escamotable en vol (permet un gain de 20 % de vitesse sur les avions rapides).

On distingue trois types d'atterrisseurs :

- train classique, composé de deux atterrisseurs principaux situés légèrement en avant du centre de gravité et d'un atterrisseur auxiliaire arrière situé à l'arrière du fuselage (béquille ou roulette) (ex. : DC 3)

- train tricycle, composé de deux atterrisseurs principaux placés légèrement en arrière du centre de gravité et d'un atterrisseur auxiliaire avant. Ce type est adopté sur la plupart des avions modernes.

- train monotrace, composé de deux atterrisseurs principaux situés en tandem dans le plan de symétrie de l'avion et de deux petits atterrisseurs auxiliaires fixés aux ailes pour limiter l'inclinaison de l'appareil (ex. Vautour).

Le train tricycle présente les avantages suivants sur le train classique :

- meilleure visibilité vers l'avant lors du roulement
- contrôle latéral du roulement plus aisé
- pas de risque de capotage d'où possibilité d'un freinage plus efficace
- pas de tendance de l'avion à rebondir après l'impact.

Chaque atterrisseur se termine par une roue ou deux (diabolo) ou plusieurs paires de roues (boggies).

L'escamotage du train principal peut se faire soit dans les fuseaux moteurs (en arrière du moteur) soit dans le fuselage, soit dans l'aile si l'épaisseur le permet sinon les roues peuvent se loger à la jonction voilure - fuselage (ex. Caravelle). L'escamotage du train auxiliaire avant d'un train tricycle et du train principal d'un train monotrace a toujours lieu bien entendu dans le fuselage. Pour réduire la traînée au minimum les ouvertures dans lesquelles se loge le train sont fermées par des portes lorsque celui-ci est rentré (éventuellement peuvent être également fermées lorsque le train est sorti).

5) LES COMMANDES DE VOL.

Les commandes des gouvernes comprennent au poste de pilotage :

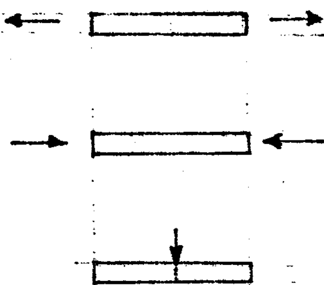
- le manche qui permet le braquage de la gouverne de profondeur par déplacement longitudinal et le braquage des ailerons par déplacement latéral ou rotation d'un volant
- le palonnier actionné par les pieds qui permet le braquage du gouvernail de direction. Il porte la commande des freins (rotation des pédales ou exceptionnellement en butée)
- les commandes des tabs montés sur les gouvernes.

Les commandes comprennent également des organes de transmission situés entre le poste de pilotage et les gouvernes. Ces organes peuvent être rigides ou souples.

CHAPITRE II

MATERIAUX UTILISES POUR LA CONSTRUCTION
LIMITATION DES EFFORTS, ESSAIS STATIQUES

1) CARACTERISTIQUES D'UN MATERIAU.

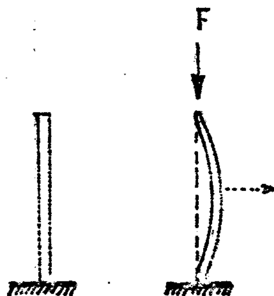


Un matériau doit résister à certains efforts. On considère :

- la résistance en traction (effort normal à la section dirigé vers l'extérieur)
- la résistance en compression (effort normal à la section dirigé vers l'intérieur)
- la résistance au cisaillement (effort qui tend à faire glisser une section par rapport aux sections voisines).

Soit une tige d'un matériau donné et de section uniforme soumise à un effort de traction F. Tant que F reste inférieur à une certaine valeur appelée "limite élastique" la tige s'allonge mais revient à sa longueur initiale quand l'effort est supprimé. Si F est plus important la tige ne revient pas à sa longueur initiale, il y a "déformation permanente". Enfin il existe une valeur de F encore plus grande pour laquelle la tige casse, il y a "rupture".

En compression on observe des phénomènes à peu près symétriques de ceux qui seraient dus à la traction (la tige se raccoursie) mais ensuite apparaissent des phénomènes très différents suivant la nature du matériau et sa forme (écrasement du métal, rupture du bois). Pour des pièces suffisamment allongées le phénomène de "flambage" (déformation latérale) se produit avant que ne soit atteinte la limite élastique ou de rupture en compression.



L'expérience montre que la rupture peut avoir lieu pour des efforts bien inférieurs à la charge de rupture lorsqu'une pièce est soumise à des efforts répétés un grand nombre de fois, on dit que cette diminution est due à "la fatigue". D'autre part la température a une influence sur la résistance des matériaux (diminution lorsque la température croît).

2) PRINCIPAUX MATERIAUX UTILISES.

Dans la construction des avions on recherche la légèreté maximum pour une résistance donnée ce qui conduit à utiliser des matériaux de faible densité chaque fois que cela est possible.

a) Bois et toile.

Ne sont plus utilisés que pour certains avions de tourisme (présentent l'avantage de ne nécessiter qu'un outillage sommaire et une main d'oeuvre moins qualifiée d'où plus faible prix de revient).

On emploie surtout le spruce, le peuplier et le contreplaqué d'okoumé ou de bouleau. La toile est de lin ou exceptionnellement de coton.

b) Alliages légers.

Ils conservent à peu près leur résistance jusqu'à 150 degrés centigrades.

Les Alliages d'aluminium restent le métal de base de la plupart des avions.

- Dural (aluminium + cuivre)
  est le plus employé - bonne résistance à la fatigue

- Zicral (aluminium + zinc)
  résiste moins bien à la fatigue que le dural et demande à être travaillé avec précaution

- Alpax (aluminium + silicium)

- Alumag (aluminium + magnésium)
  très bonne résistance à la corrosion

- alliage aluminium + cuivre + nickel
  qui était employé pour des pièces de forge est utilisé pour la structure de base de l'avion Concorde. Il conserve mieux ses caractéristiques avec la température que le Dural.

c) Alliages ultra - légers.

Alliages de magnésium.

d) Autres métaux.

- Aciers spéciaux généralement au nickel - chrome
  (Les aciers inox stabilisés peuvent garder une bonne résistance jusqu'à 600 degrés C.)

- Titane et ses alliages (avec aluminium, vanadium, manganèse)
  avantages : faible densité, résistance élevée, bonne tenue à la fatigue, maintien de ses caractéristiques à température élevée (350 - 400 degrés C.)
  inconvénient : usinage difficile donc coûteux.

  Son utilisation se développe (avions supersoniques, zones chaudes des avions subsoniques et pour les pièces ou il peut remplacer l'acier à volume équivalent).

e) Matières plastiques.

- Plexiglas.

- Nylon.

- Stratifiés (résine et fibres de verre, de coton ou de papier).

- Mousses plastiques.

CARACTERISTIQUES A FROID DE QUELQUES MATERIAUX.

	densité d	limite élastique E (Kg/mm^2)	rupture R (Kg/mm^2)	$\frac{R}{d}$	allongement à la rupture %
Spruce	0,43	mal connu	10	23	
Dural AU 4 G1	2,78	30	45	16,1	9
Zicral AZ 5 GU	2,8	47	53	19	10
AU 2GN T6 (alu + Cu + nickel)	2,78	35	44	15,7	
G A6 Z1 (alliage de magnésium)	1,8	20	28	15,6	8
Acier nickel-chrome 35 NCD 16	7,8	150	175	22,4	6,5
Titane pur	4,5	50	60	13,2	16
Alliage Titane manganèse	4,7	110	120	25,5	10
Stratifié verre-résine	1,6		22	14	

3) LIMITATION DES EFFORTS.

Les efforts auxquels sont soumis les matériaux de la structure de l'avion doivent rester inférieurs à une valeur donnée fonction de la nature du matériau et de ses dimensions, cela conduit à limiter le poids de l'avion. On fixe une limite au :

- Poids au décollage

- Poids à l'atterrissage (l'avion possède une certaine vitesse verticale de descente à l'impact, les efforts sont proportionnels à cette vitesse mais aussi à la masse de l'appareil)

- Poids sans carburant (voir chapitre suivant).

Nous avons vu que dans certaines circonstances de vol l'avion était soumis à des charges supérieures à son poids (virages, rafales) et on appelle "facteur de charge" le rapport $\frac{Rz}{P} = n$ quotient de la portance aérodynamique par le poids de l'avion. Toutes les charges normales à la trajectoire sont multipliées par n ainsi que les efforts, ceux-ci devant rester inférieurs à la limite élastique pour ne pas entraîner de déformation permanente on définit un facteur de charge limite correspondant à la limite élastique de la structure.

D'une manière générale les efforts sont proportionnels au facteur de charge mais aussi au carré de la vitesse ce qui conduit à fixer une vitesse limite en piqué.

Des règlements officiels fixent la valeur minimum du facteur de charge limite par catégorie d'avion (n = 2,5 pour les avions de transport public, n = 8 pour certains avions de chasse).

Un avion en vol est soumis aux forces aérodynamiques, à son poids, aux forces de propulsion et aux forces d'inertie. La cellule ne pouvant pas être absolument rigide subit des déformations élastiques sous l'action de ces forces (phénomènes aéroélastiques), déformations d'autant plus importantes que la rigidité est plus faible et la vitesse plus grande. Il existe pour chaque avion une vitesse critique à partir de laquelle les phénomènes aéroélastiques deviennent dangereux ; Les avions doivent donc être d'autant plus rigide que leur vitesse est élevée. Parmi les phénomènes d'aéroélasticité notons le flutter, vibration auto-excitée d'une partie de l'avion due à l'écoulement de l'air ; L'amplitude de la vibration peut s'accroître jusqu'à provoquer la rupture de l'organe (flutter de gouvernes, d'aile d'empennage etc...).

4) ESSAIS STATIQUES.

Une cellule de l'avion à construire en série est soumise à des efforts correspondant au facteur de charge limite en des points convenablement choisis (à l'aide de verrins, de sacs de sable etc...).

Après suppression des charges la déformation résiduelle ne doit pas dépasser une certaine tolérance. La cellule est ensuite soumise à des charges croissantes jusqu'à rupture, ces charges ne doivent pas être inférieures à 1,5 fois les charges correspondant à la limite élastique.

Pour les essais de fatigue on soumet la cellule un nombre très élevé de fois à des charges correspondant aux efforts effectivement exercés au cours d'un vol. On peut ainsi en quelques semaines étudier l'effet du vieillissement que la structure aurait supporté durant ses années d'utilisation.

Depuis quelques années deux méthodes de réalisation de structure sont employées pour tenir compte de la fatigue :

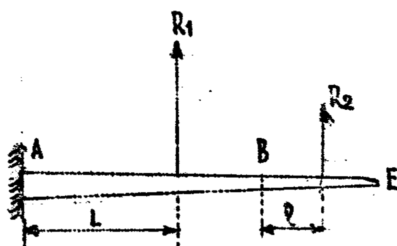
- méthode "SAFE - LIFE". On détermine au laboratoire la durée pendant laquelle chaque pièce conserve un minimum de résistance admissible et on en détermine leur "vie de sécurité" (plus faible). Sur les avions en service les pièces sont systématiquement remplacées lorsqu'elles ont atteint un certain nombre d'heures de fonctionnement correspondant à leur vie de sécurité.

- méthode "FAIL - SAFE" la plus utilisée actuellement.
  La structure doit être capable de résister aux charges normales de vol après formation d'une amorce de rupture d'un de ses éléments. Bien entendu cela suppose des inspections méthodiques au sol pour découvrir les amorces de rupture afin d'éviter un accident ultérieur (ex. : B.707, DC 8, Caravelle etc...).

CHAPITRE III

L'AILE OU VOILURE

1) EFFORTS SUR L'AILE.



M^t flexion en A : $R_1 \times L$
" " en B : $R_2 \times l$

R_1 : résultante générale sur AE

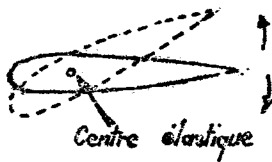
R_2 : résultante générale sur BE

Chaque section de l'aile parallèle au plan de symétrie est soumise à :

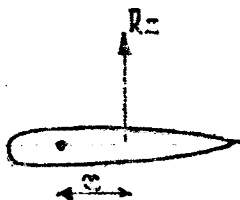
- un effort tranchant
- un moment de flexion
- un moment de torsion.

L'effort tranchant est dû à la résultante générale des charges aérodynamiques et massiques, il est transmis par des efforts (1) de cisaillement dans la section.

Pour une aile cantilevée le moment de flexion est maximum à l'emplanture et décroît jusqu'à être nul à l'extrémité. Ce moment est transmis par des efforts (1) de compression dans la partie voisine de l'extrados et par des efforts (1) de traction dans la partie voisine de l'intrados.

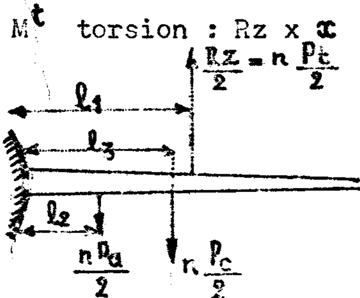


centre élastique



Chaque section de l'aile possède un centre élastique autour duquel elle tourne par rapport à la section voisine quand elle est soumise à un moment de torsion. L'axe élastique est le lieu de tous les centres élastiques le long de l'envergure. Or la résultante des forces aérodynamiques ne passe généralement pas par l'axe élastique, nous avons vu que le centre de poussée variait en profondeur avec l'incidence, il en résulte que l'aile sera soumise à un moment de torsion variable avec l'incidence donc avec la vitesse pour un avion donné (2). Le moment de torsion est transmis en partie par des efforts (1) de cisaillement dans la périphérie de la section.

M^t torsion : Rz x x



Limitation du poids sans carburant

Soit **Pt** le poids total de l'avion
Pa le poids de l'aile (structure)



(1) En résitance des matériaux on dit "contraintes". On appelle contrainte en un point A d'une section S d'un matériau la valeur de $\frac{dF}{dS}$ quand dS tend vers zéro. Ce sont les contraintes qui provoquent les déformations des solides soumis à des charges et lorsqu' en un point elles dépassent une certaine valeur il y a amorce de rupture.

(2) En vol transsonique et supersonique nous avons vu que le centre de poussée est situé beaucoup plus en arrière qu'en subsonique, le moment de torsion pourra être important.

Pc le poids de combustible logé dans les ailes
n le facteur de charge.

Le moment de flexion à l'emplanture A est

$$M_A^t = n \left[\frac{P_t}{2} \ell_1 - \left(\frac{P_G}{2} \ell_2 + \frac{P_c}{2} \ell_3 \right) \right]$$

$\frac{P_d}{2} \ell_2$ est une constante pour un avion donné

En général ℓ_3 est voisin de ℓ_1 le moment est donc sensiblement proportionnel à $\left(\frac{P_t}{2} - \frac{P_c}{2} \right) \ell_1$ c'est-à-dire pour un avion donné à Pt - Pc qui est le poids sans carburant (Zero Fuel Weight). Comme ce moment doit rester inférieur à une certaine valeur, il existera une limite au poids de l'avion sans carburant (exemple : Bréguet 763 - P_{tM} 51.600 Ks - ZFW 45.600 Ks).(3)

2) CONSTRUCTION DE LA VOILURE.

A) Structure classique.

Une voilure comprend trois éléments principaux : (figure 73)

- le ou les longerons
- les nervures
- le revêtement.

(3) Il en résulte que pour des étapes courtes ne nécessitant qu'une faible quantité de carburant on ne pourra pas généralement augmenter d'autant la charge marchande dans le fuselage, l'avion devra décoller à un poids inférieur à son poids maximum.
Ex. : Si le Bréguet 763 n'a que 4 tonnes de carburant son poids au décollage sera limité à 49.600 Kgs.

a) Longerons

Eléments longitudinaux de la voilure qui encaissent les efforts de flexion.

Les longerons des premiers avions étaient en bois plein. On fit ensuite pour alléger des longerons composés de semelles en bois plein réunies par une ou deux âmes en contreplaqué (figure 74). Dans la construction métallique les longerons comportent des semelles et une ou deux âmes en acier ou en métal léger. La tendance est au longeron monobloc forgé et usiné.

b) Nervures.

Eléments transversaux de la voilure dont le rôle principal est double : donner la forme au profil de l'aile et transmettre aux longerons les efforts encaissés par le revêtement. Elles sont donc fixées aux longerons et au revêtement.

Les nervures comportent en principe deux semelles ou "chapeaux" de nervure réunies par une âme qui doit résister aux efforts tranchants. On trouve des réalisations assez diverses, elles peuvent être constituées par : (figure 75)

- une poutre en treillis comprenant un grand nombre de pièces élémentaires

- une simple tôle raidie par "gauffrage" et ajourée afin d'allègement

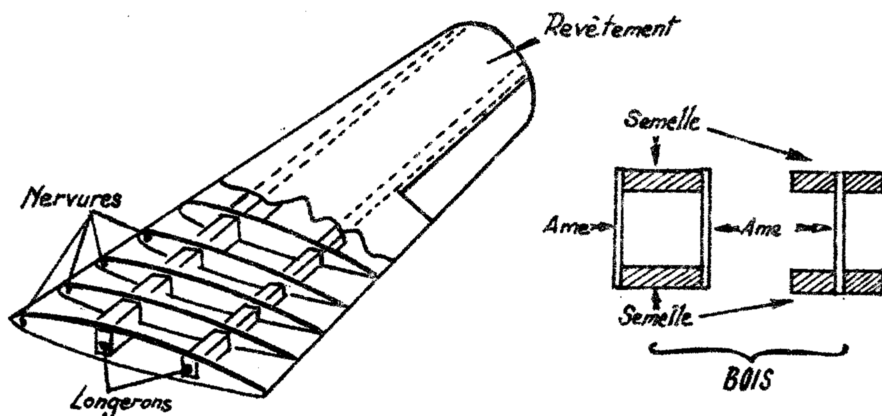
- une pièce monobloc usinée dans une ébauche forgée.

Souvent certaines nervures qui doivent encaisser des efforts plus importants que les autres sont renforcées (fin d'un caisson, attache de gouverne ou de volet etc...).

c) Revêtement.

Elément qui encaisse directement les efforts dûs aux forces aérodynamiques. De plus sur les avions modernes une partie du revêtement encaisse les efforts de torsion (1) il est dit "travaillant", l'aile possède alors un ou deux caissons. Mais pour que la portion

(1) Sur les avions anciens le revêtement ne résistait pas en torsion. La rigidité de l'aile en torsion était assez faible mais restait acceptable les vitesses étant également faibles.



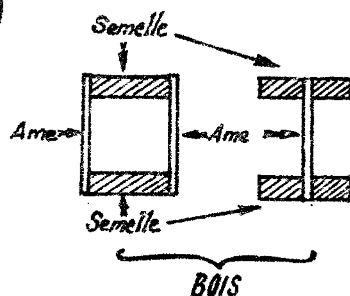


Fig. 73 - STRUCTURE CLASSIQUE

Fig. 74 - SECTION DE LONGERONS









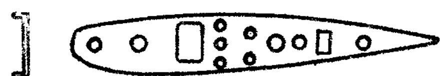
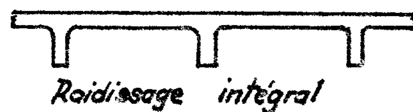


Fig. 75 - EXEMPLES DE NERVURES





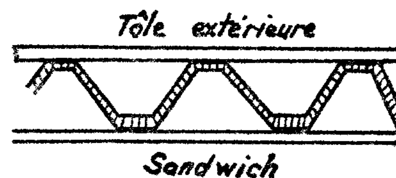


Fig. 76 - RAIDISSAGE DES TÔLES

de revêtement qui fait partie du caisson résiste au flambage il est nécessaire de "raidir" la tôle (2).

Le raidissage d'une tôle s'obtient en fixant sur elle à intervalle régulier des cornières ou le plus souvent des profilés qu'on appelle "raidisseurs" (figure 76). Ils sont fixés soit par rivets, soit par soudage ou collage. On peut également fraiser ou raboter des nervures dans une tôle épaisse (raidissage intégral), procédé de plus en plus employé.

L'aile peut avoir un ou plusieurs longerons, une solution souvent adoptée est celle de deux longerons avec caisson interlongerons. Dans le cas des monolongerons le caisson peut être constitué par toute la partie avant de l'aile ou s'étendre en arrière du longeron ou de part et d'autre de celui-ci (figure 77).

Dans le cas d'un caisson pur (structure coque) il n'y a plus de semelles aux longerons, seules subsistent les âmes, le revêtement travaillant encaisse non seulement les efforts de torsion mais également les efforts de flexion et doit en conséquence être fortement raidi (ex. : Caravelle figure 78). Cette solution est plus légère pour les avions de fort tonnage et assure une bonne rigidité mais présente les inconvénients suivants :

- marge plus faible entre la limite élastique et la charge de rupture

- moins bonne logeabilité de certains organes car le revêtement ne doit pas être interrompu dans la partie caisson pur

- nécessité de ferrures plus complexes pour la fixation au fuselage, les efforts n'étant pas localisés.

Remarque : Comme les efforts sur la voilure diminue de l'emplanture vers l'extrémité, au fur et à mesure qu'on s'éloigne de l'emplanture la dimension des semelles des longerons sera plus réduite, l'épaisseur des tôles de revêtement diminuera et les raidisseurs seront moins nombreux.

(2) Dans la construction bois la portion de revêtement du caisson est en contreplaqué (entoilé ou non).

B) Structures spéciales.

Nous avons vu en aérodynamique que l'aile des avions transsoniques et supersoniques devait avoir une faible épaisseur relative, cela conduit souvent à adopter une des solutions suivantes (1) :

a) Structure à âmes multiples.

On a alors un caisson pur. Les âmes jouent également le rôle de raidisseur du revêtement, on peut supprimer la plupart des nervures (figure 79). La voilure peut être formée seulement de deux panneaux à raidissage intégral.

b) Structure sandwich.

La partie de voilure est partiellement ou entièrement remplie d'un matériau sandwich, elle ne comprend que le revêtement et ce matériau (figure 80).

Les matériaux sandwich sont de faible densité ce qui amène un gain de poids et de grande inertie ce qui donne une grande rigidité à l'aile.

Les principaux matériaux sandwich utilisés sont :

- le métal (alliage aluminium, magnésium ou acier) en "nids d'abeille" (figure 81) utilisé dans les éléments principaux de voilure

- le papier enduit de résine et cuit (Dufaylite) en nids d'abeille

- le stratifié verre-résine synthétique

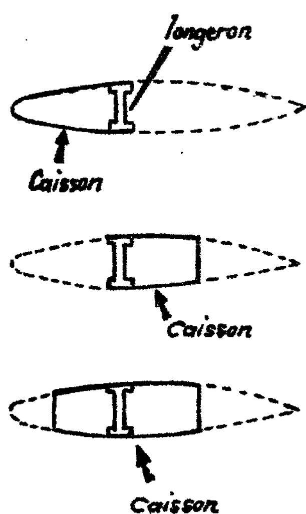
- la mousse polyvinylique

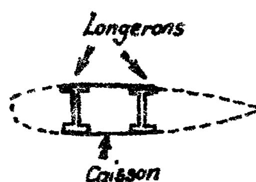
Les matériaux synthétiques sont utilisés pour les structures secondaires (bord d'attaque, ailerons etc...).

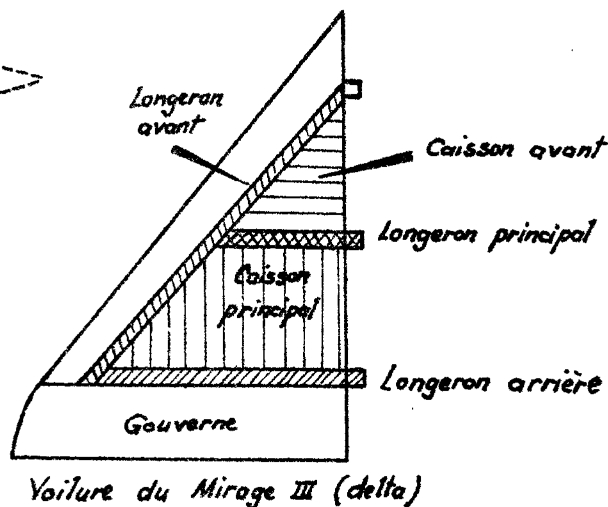
- le balsa, bois de très faible densité (0,15) utilisé dans les parties non travaillantes.

Les matériaux sandwich ne peuvent être assemblés que par collage.

(1) Toutefois pour une aile delta l'épaisseur absolue à l'emplanture est assez grande bien que l'épaisseur relative soit faible.







Voilure du Mirage III (delta)

Fig. 77 - CAISSONS D'AILE

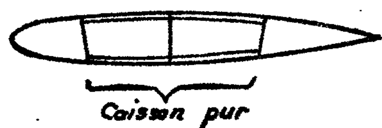




Fig. 79 - STRUCTURE A AMES MULTIPLES

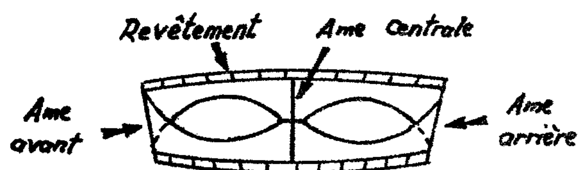


Fig. 78 - CAISSON PUR DE CARAVELLE

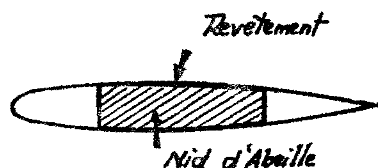


Fig. 80 - STRUCTURE SANDWICH (CAISSON DU TRIDENT)

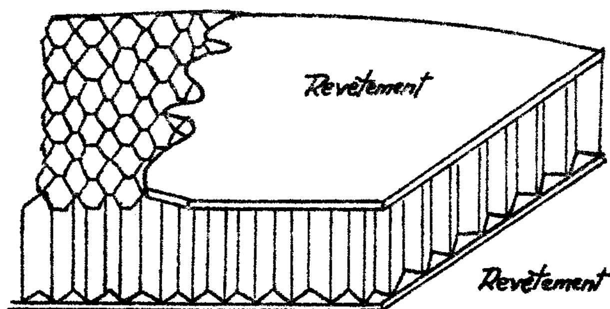
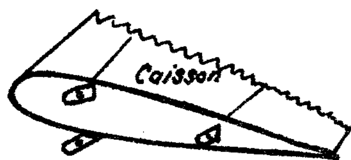
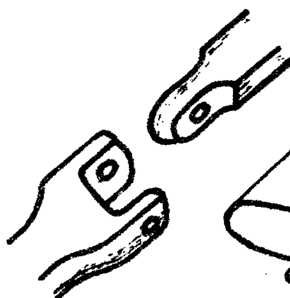
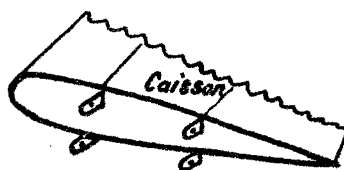


Fig. 81 - NID D'ABEILLE

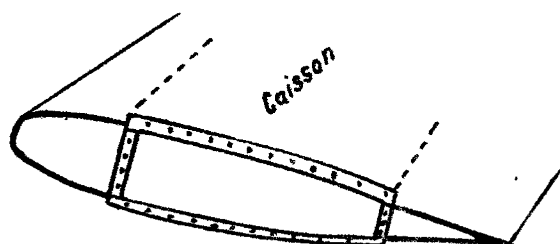






Ferrures d'attache en trois points

Ferrures d'attache en quatre points



Ferrures "Piano"



Fig. 82 - ATTACHE AILE - FUSELAGE

3) ASSEMBLAGE VOILURE - FUSELAGE.

Les avions modernes ayant des ailes cantilevées nous ne considérerons que ce cas.

a) Assemblage des demi-ailes directement au fuselage.

L'assemblage se fait par ferrures montées sur chaque demi-aile et sur des cadres principaux du fuselage (voir chapitre suivant).

Dans le cas d'une aile monolongeron la fixation se fait en trois points. Dans le cas d'un multilongerons elle peut se faire en quatre points. Lorsque l'aile comporte un caisson les ferrures peuvent intéresser tout le tour du caisson et comporter un grand nombre de boulons (ferrures pianos) (figure 82) ex. : Mystère IV ; On obtient ainsi une liaison très rigide. Cette solution est obligatoire si l'aile est de structure coque (ex. : Vautour).

b) Assemblage par longerons traversant le fuselage ou caisson central - (grande rigidité).

Les longerons peuvent traverser le fuselage le caisson de torsion est fixé à celui-ci.

Le caisson de voilure peut traverser le fuselage et la fixation se fait par ferrures entre des nervures renforcées et des cadres principaux du fuselage (ex. : Caravelle).

CHAPITRE IV

LE FUSELAGE

1) FORME DU FUSELAGE.

On ne peut généralement pas donner au fuselage la forme qui donnerait une résistance aérodynamique minimum. D'une part, les empennages doivent être situés à une distance appréciable du centre de gravité, d'autre part et surtout en ce qui concerne les avions de transport le fuselage doit avoir un volume assez grand pour loger les passagers avec un minimum de confort ou le frêt. En outre la nécessité de doter le poste de pilotage d'un pare-brise pas trop oblique pour permettre une visibilité suffisante vers l'avant se traduit par une augmentation du Cx. Mais le fuselage ne devra pas trop perturber l'écoulement de l'air.

Longtemps les avions ont eu des fuselages à section plus ou moins rectangulaires, cela était imposé par le genre de structure adoptée (ossature résistante avec revêtement non travaillant). A l'exception de quelques avions légers, les avions modernes ont des sections circulaires ou ovoïdes, ces formes meilleures du point de vue aérodynamique, permettent en outre une bonne répartition des efforts due à la pressurisation.

Les formes longitudinales des fuselages sont assez variées, pour les avions de transport on adopte généralement une forme cylindrique sur la plus grande partie de la longueur.

2) EFFORTS SUR LE FUSELAGE.

Les principales forces qui s'exercent sur le fuselage sont :

- les forces massiques (poids et inertie)
- les forces transmises par l'aile, les empennages et éventuellement par les organes de propulsion et le train d'atterrissage
- les forces aérodynamiques (pressions et dépressions)
- les forces de pression dues à la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur dans le cas de cabine pressurisée.

Le fuselage sera soumis à des efforts tranchants, des moments de flexion et des moments de torsion.

3) CONSTRUCTION DU FUSELAGE.

La structure coque s'est généralisée, elle est la plus légère (1). Elle comprend : (figure 83)

a) des couples profilés placés dans des sections droites du fuselage et qui donnent la forme à ces sections. Aux endroits où les efforts transmis sont importants (attache des ailes, des empennages etc...) les couples sont renforcés, on les appelle alors "couples principaux"

b) des lisses profilés longitudinaux fixés aux couples

c) le revêtement fixé aux lisses et généralement aux couples. Il est bien entendu "travaillant". La tôle du revêtement se trouve être raidie par les lisses et les couples, mais on peut également utilisé un revêtement sandwich.

(1) Sauf toutefois pour les avions légers car le revêtement d'une coque (tôle ou contreplaqué) doit avoir un minimum d'épaisseur pour résister au flambage.

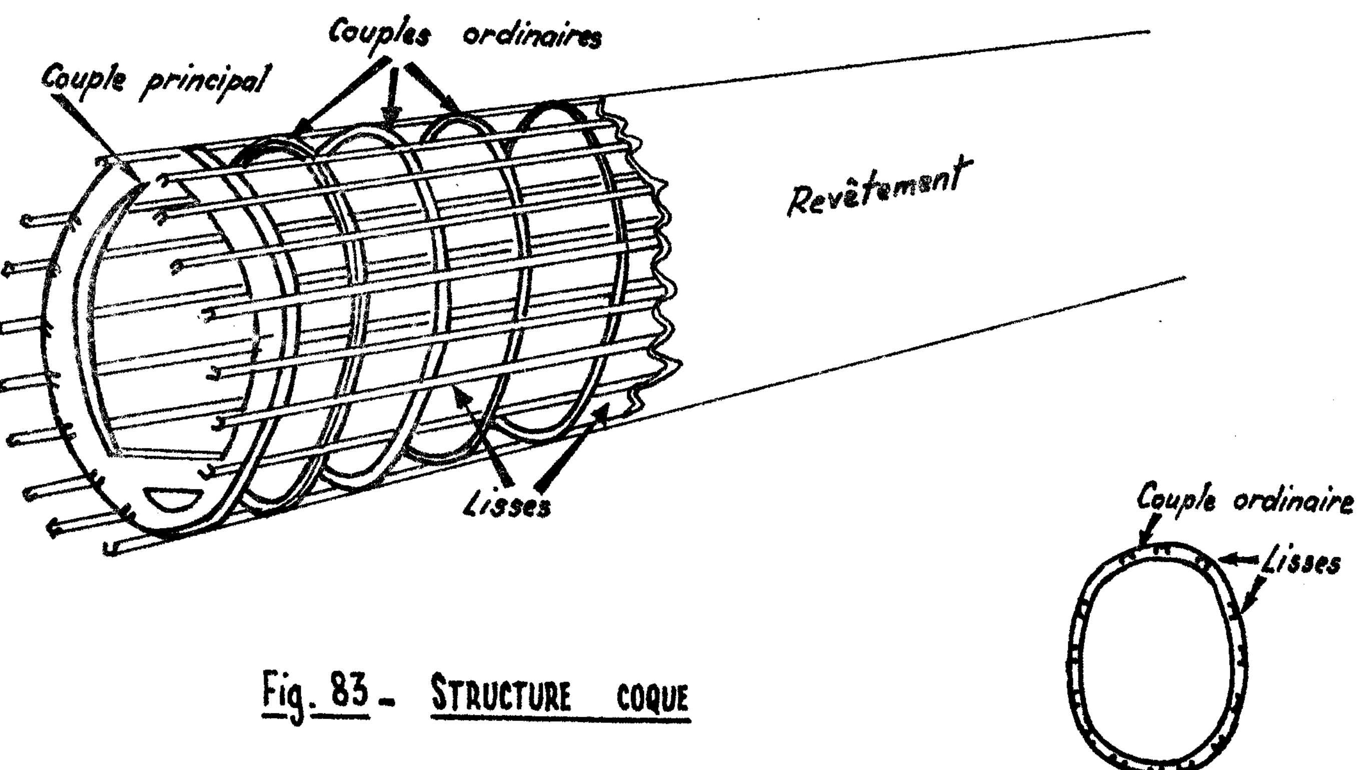


Fig. 83 - STRUCTURE COQUE

La coque est généralement construite en dural et en zicral (1).

Comme nous l'avons déjà dit pour la voilure le revêtement ne doit pas être interrompu dans une structure coque, aussi comme on est obligé de ménager quelques ouvertures (portes, hublots etc...) on devra mettre des encadrements autour de chaque ouverture pour transmettre les efforts aux lisses et aux couples.

Lorsque les cabines doivent être pressurisées elles doivent être étanches, on place des joints (enduits synthétiques, papiers imprégnés, caoutchouc ....).

(1) Dans la construction bois les couples sont généralement en bois plein et en contreplaqué, les lisses sont des baguettes de faible section et le revêtement en contreplaqué de faible épaisseur.

CHAPITRE V

EMPENNAGES, GOUVERNES, VOLETS, COMMANDES

Comme la voilure les empennages sont soumis à des efforts tranchants des moments de flexion et des moments de torsion.

1) PARTIE FIXE DES EMPENNAGES.

Leur structure est analogue à la structure des voilures, mono ou multilongerons avec caisson de torsion ou caisson pur.

Elles doivent avoir une grande rigidité pour éviter le flutter.

2) GOUVERNES.

Elles doivent transmettre les efforts aérodynamiques aux éléments de fixation et de commande et doivent posséder une rigidité suffisante notamment en torsion.

Les gouvernes sont généralement équilibrées afin d'éviter le flutter aux vitesses atteintes par l'avion. Une gouverne est dite équilibrée statiquement lorsque son centre de gravité se trouve sur son axe d'articulation. D'autre part il est souvent nécessaire de répartir les masses en envergure.

Pour réaliser l'équilibrage avec le plus faible poids possible on dispose en général les éléments résistants en avant de l'axe d'articulation (caisson de bord d'attaque par exemple) la partie en arrière de l'axe devant être très légère. Cependant pour obtenir un bon équilibrage on est souvent obligé de placer des masses métalliques soit dans la gouverne soit à l'extérieur de celle-ci (figure 84).

Les gouvernes sont fixées à un autre élément de l'avion par des articulations. Il ne faut pas que les déformations subit en vol provoquent des blocages ou même des durcissements, ce qui conduit souvent à adopter pour chaque élément de gouverne deux paliers comportant un roulement à rotule.

3) VOLETS.

Il y a lieu de remarquer que les volets hypersustentateurs ne sont braqués qu'à des vitesses relativement faibles aussi leur résistance est calculée en conséquence. Par contre les aérofreins doivent pouvoir être braqués à n'importe quelle vitesse et nécessitent une structure très résistante.

Les volets hypersustentateurs peuvent être fixés à la voilure soit par :

- simple articulation

- biellettes permettant mouvement de rotation et de recul

- glissières (figure 85).

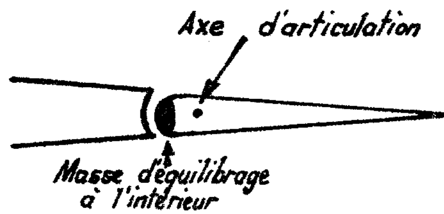
Le braquage des hypersustentateurs doit se faire symétriquement pour éviter des mouvements de roulis et leur commande doit être irréversible, le pilote affiche un braquage qui ne doit pas changer quels que soient les efforts sur les volets.

La commande se fait soit par verrins hydrauliques soit par moteurs hydrauliques ou électriques (figure 88).

4) COMMANDES DES GOUVERNES.

Les commandes peuvent être : (figure 86)

- souples (câbles d'acier à multiples brins munis de tendeurs et



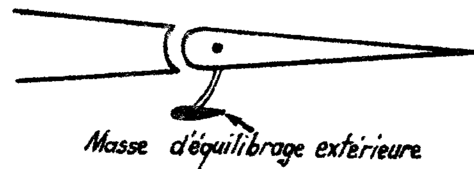
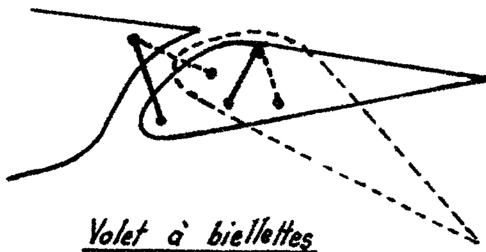


Fig. 84 - EQUILIBRAGE DES GOUVERNES



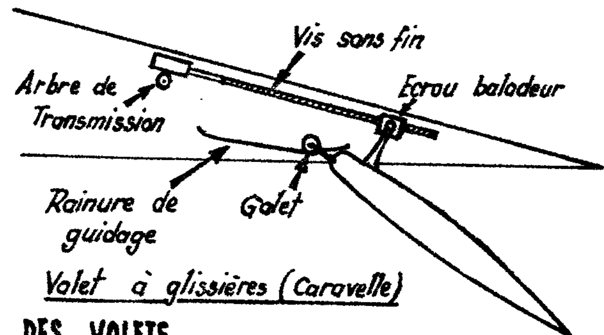
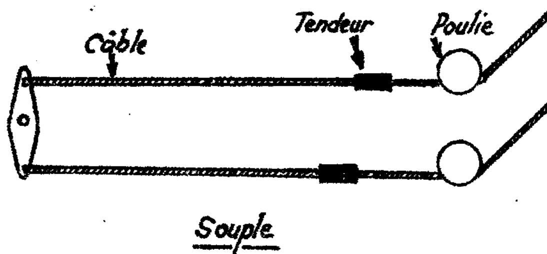


Fig. 85 - FIXATION DES VOLETS



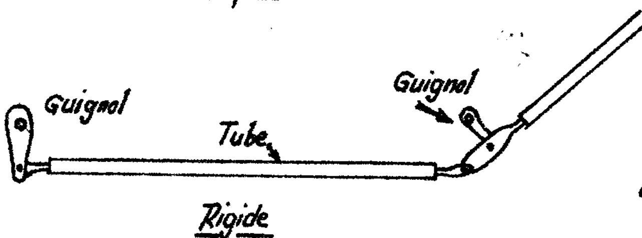


Fig. 86 - COMMANDES DE GOUVERNES

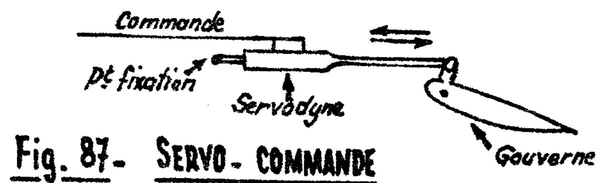


Fig. 87 - SERVO - COMMANDE

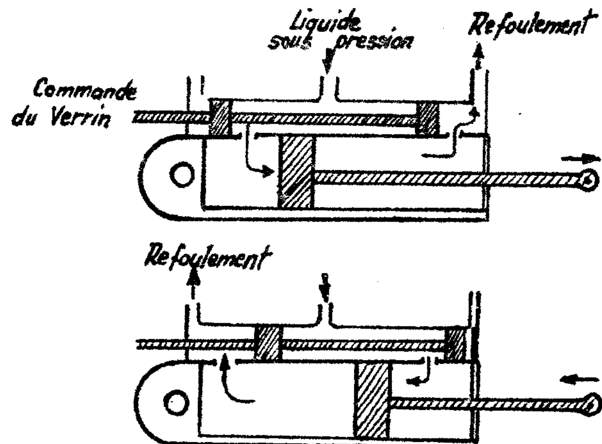


Fig. 88 - PRINCIPE DU VERRIN HYDRAULIQUE

poulies de renvoi). Elles sont généralement doublées par mesure de sécurité. Elles présentent l'inconvénient de s'allonger à l'usage et d'être très sensibles aux dilatations

- rigides (tubes munis de chapes et d'embouts à leurs extrémités et guignols) solution plus lourde mais d'un entretien plus aisé. Les tubes travaillant en traction et en compression doivent être protégés contre le flambage.

La plupart des avions modernes sont dotés de servo-commandes. Le pilote n'agit pas directement sur les gouvernes mais sur un servodyne qui fournit l'énergie nécessaire au braquage de la gouverne. Le servodyne est généralement constitué par un verrin hydraulique placé le plus près possible de la gouverne (figure 87). Deux solutions peuvent être adoptées :

a) le pilote exerce sur la commande un effort qui n'est qu'une fraction de l'effort à exercer sur la gouverne

b) le pilote n'exerce aucun effort sur la gouverne, un dispositif annexe créant des réactions artificielles lui donne la sensation du vol.

La commande des tabs de régime peut être mécanique (tambours et câbles) ou électrique (petit moteur placé dans la gouverne solidaire d'un verrin).

CHAPITRE VI

LE TRAIN D'ATTERRISSAGE

1) EFFORTS SUR LE TRAIN D'ATTERRISSAGE.

Un train d'atterrissage est soumis à :

- des forces massiques (poids et force d'inertie)
- des forces de liaison aux attaches sur les autres éléments de l'avion
- des forces de contact du sol sur les pneumatiques.

Au moment de l'atterrissage à l'impact l'avion possède une vitesse verticale de descente. Les Règlements Officiels fixent une valeur minimum de cette vitesse pour les calculs (actuellement 3 mètres/seconde). Il correspond une énergie cinétique $\frac{1}{2} \frac{P}{g} V^2$ que devront absorber au maximum les amortisseurs et les pneumatiques. On comprend donc qu'il y aura une limite du poids de l'avion à l'atterrissage.

Il faut d'autre part tenir compte d'un dérapage éventuel et du cas où l'avion légèrement incliné touche le sol d'abord sur une seule jambe. Il faut aussi étudier les cas du roulement au sol avec ou sans freinage et des virages.

2) STRUCTURE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE.

Les efforts sur le train étant localisés, sa structure sera plus massive que celle des autres éléments de la cellule et fait appel à d'autres procédés de fabrication.

Sur les avions de faible tonnage à vitesse peu élevée on rencontre encore des trains fixes. Les avions à aile haute ou médiane ont généralement un train trièdre (trois jambes convergent à l'essieu dont une portant l'amortisseur), certains ont une simple lame d'acier qui joue également le rôle d'amortisseur (ex. : Broussard, Cessna). Les avions à aile basse ont souvent un train monojambe fixé au longeron avant de l'aile et portant l'amortisseur (figure 89).

Un train d'atterrissage escamotable comporte en plus de la ou des roues :(figure 90)

- un fût soit en tôle d'acier soudée soit en métal moulé soit en métal forgé ou matricé
- un amortisseur (la partie coulissante est reliée au fût par "un compas" pour éviter le pivotement de la roue)
- une contrefiche destinée à encaisser les efforts dû aux frottements du pneu sur le sol
- un dispositif de relevage (généralement verrin)
- un système de verrouillage.

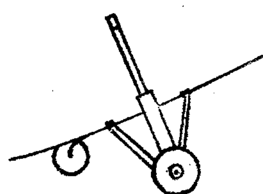
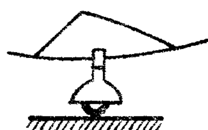
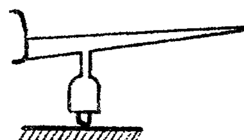
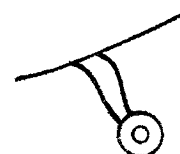
L'escamotage est soit longitudinal, soit latéral extérieur soit latéral intérieur (figure 91 et 92).

a) Amortisseur.

Son rôle est double :

- limiter les efforts transmis à la structure au moment de l'impact en absorbant au maximum l'énergie cinétique
- assurer la suspension lors du roulement en atténuant les secousses.

Par définition un amortisseur absorbe la force vive dûe au choc mais ne la restitue que très lentement, il doit être très élastique dans un sens et très peu dans l'autre.

Train Trièdre *Train monojambe avec amortisseur* *Train à lame d'acier*

Fig. 89 - EXEMPLES DE TRAINS FIXES

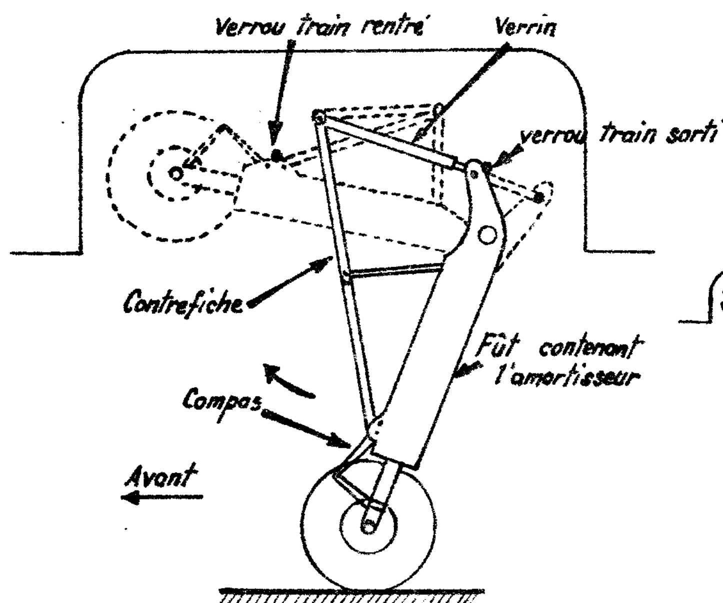


Fig. 90 - EXEMPLE DE TRAIN ESCAMOTABLE (LONGITUDINAL)

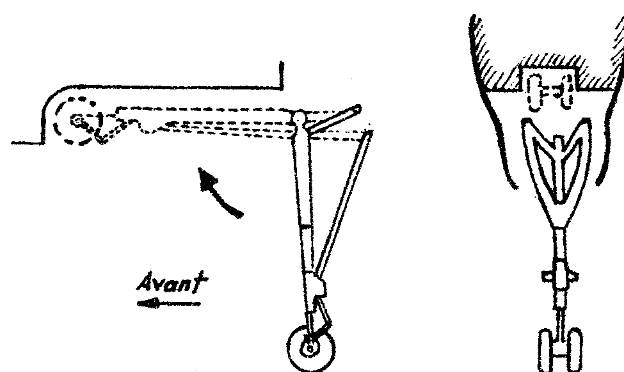
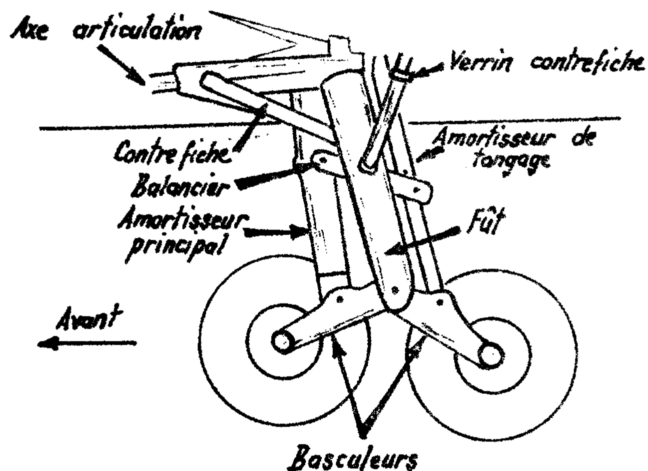


Fig. 91 - ATTERRISSEUR AVANT DE CONCORDE



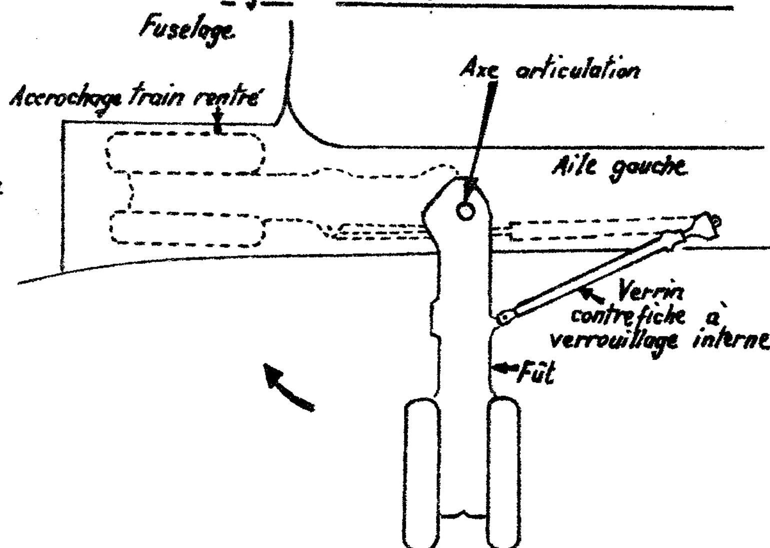


Fig. 92 - TRAIN PRINCIPAL GAUCHE DE CARAVELLE
(LATERAL INTERIEUR)

Les amortisseurs à caoutchouc qui ont été utilisés sont mauvais car ils ne répondent pas à la définition précédente.

Le type d'amortisseur le plus répandu à présent est l'amortisseur oléopneumatique, le principe est le suivant : (figure 93).

Un piston coulissant dans un cylindre allongé a pour effet de comprimer de l'air dans une première chambre et de laminer un liquide visqueux au travers d'orifices calibrés dans une seconde chambre. Lors d'un choc le liquide passe assez rapidement au travers des orifices et l'air est comprimé (l'air est très compressible). Après le choc l'air se détend et repousse le piston mais le liquide ne peut que repasser lentement à travers les orifices car une partie de ceux-ci se trouvent alors fermés par des clapets, il en résulte que le piston qui est solidaire soit de l'essieu soit du fût ne peut revenir que lentement à sa position première.

L'amortisseur est muni d'une valve de gonflage afin de donner à la pression initiale de l'air une certaine valeur.

b) Dispositif de relevage.

Le train est relevé et abaissé généralement par un verrin hydraulique (figure 88), la pression du liquide est fournie par un compresseur actionné soit par les moteurs de l'avion soit par un petit moteur électrique.

Il est nécessaire de prévoir un dispositif de secours (commande mécanique).

c) Système de verrouillage.

Lorsque le train est complètement rentré ou complètement sorti il est verrouillé mécaniquement. Les systèmes adoptés sont nombreux, on utilise l'action de pênes, d'ergots, de griffes. En outre il peut exister un dispositif mécanique qui interdit le relevage lorsque l'avion est au sol.

Au poste de pilotage une signalisation, généralement des voyants lumineux, indique que le train est verrouillé (sorti : vert - rentré : rouge ou tout éteint le rouge indiquant alors que le train n'est pas verrouillé).

d) Roues et pneumatiques.

Les roues peuvent être à jante creuse ou à jante plate, ces dernières sont démontables pour permettre le changement du pneu.

Les roues des avions rapides sont munies de freins.

Une roue doit :

- avoir des dimensions d'encombrement aussi faibles que possible
- répartir la charge supportée sur une surface assez grande
- posséder des freins assez puissants
- assurer l'indéjantabilité du pneu.

On peut réduire les dimensions des roues en adoptant des pneus haute-pression (12 Kg/cm^2 et plus) mais ces pneus ont une moins bonne adhérence et abîment les pistes, en outre ils ne peuvent pas être adopté sur des avions devant utiliser des pistes en herbe. Pour les avions de tonnage important on multiplie le nombre des roues, cette solution présente les avantages suivants par rapport à une roue unique de grande dimension :

- meilleure répartition des charges sur la piste
- meilleure logeabilité de l'atterrisseur en position rentrée
- gain de poids
- meilleure sécurité car si un pneu crève l'avion peut continuer à rouler.

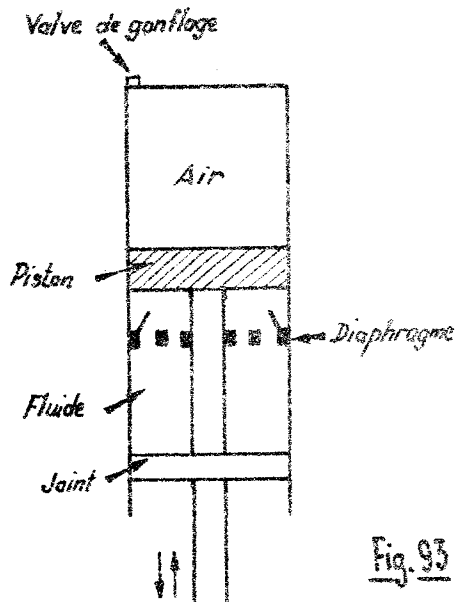
Par contre les évolutions au sol sont moins aisées.

Un pneumatique comprend : (figure 94)

- une bande de roulement ou protecteur lisse ou sculpté
- une carcasse formée de plis (coton, rayonne ou nylon caoutchouté)
- un talon formé de tringles auxquelles sont fixés les plis.

Le pneu peutcomprendre une chambre à air mais certains pneus n'en ont pas, la jonction pneu-jante est alors rendue étanche.

Il existe pour chaque pneu une pression limite égale au $\frac{1}{4}$ de la pression d'éclatement et il existe une charge statique maximum admissible qui correspond à un aplatissement du pneu de 33 %. (Cette charge est donc fonction de la pression de gonflage). Sous une charge dynamique (cas de l'impact) un pneumatique a une résistance plus



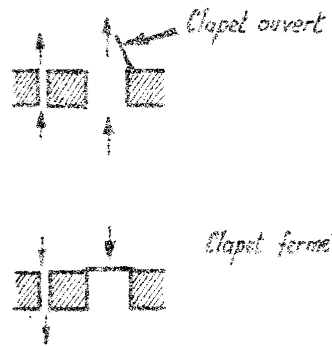


Fig. 93 - PRINCIPE D'UN AMORTISSEUR OLEOPNEUMATIQUE

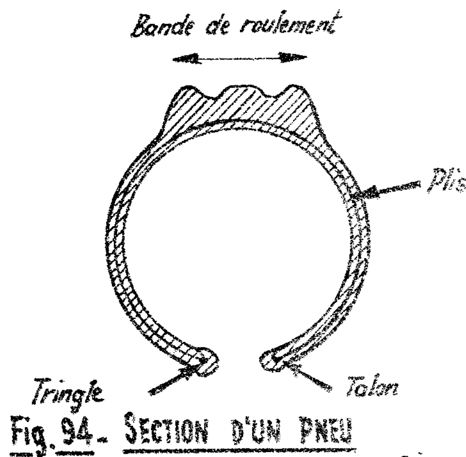


Fig. 94 - SECTION D'UN PNEU

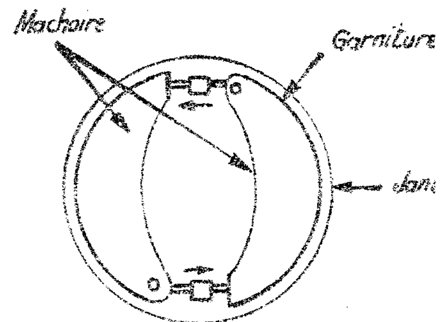


Fig. 95 - FREIN A MACHOIRES

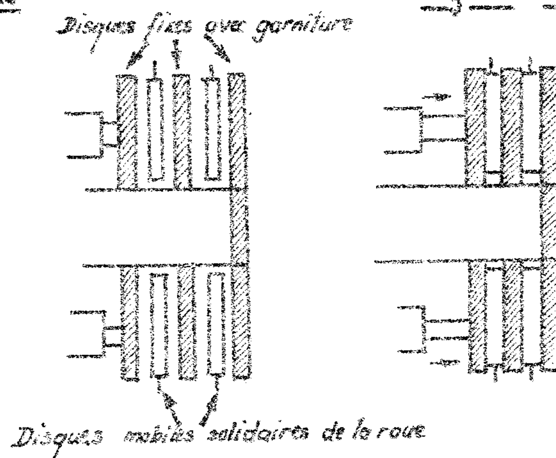


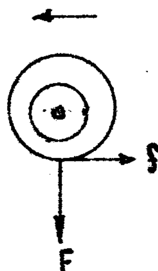
Fig. 96 - PRINCIPE D'UN FREIN A DISQUES

élevée que sous une charge statique.

L'usure des pneus est due à la mise en rotation de la roue lors de l'impact (1) aux coups de frein et aux écrasements répétés. Sur les avions rapides de fort tonnage "la vie" d'un pneu est brève (quelques dizaines d'atterrissages).

e) Freins.

Si V est la vitesse horizontal de l'avion à l'impact, l'énergie à dissiper est $\frac{1}{2}\frac{P}{g}V^2$. La traînée de l'avion étant relativement faible sur les appareils modernes (et diminue avec V) la majeure partie de cette énergie devra être dissipée dans les blocs de frein sous forme de chaleur.



Mais la force de freinage ne peut pas être supérieure à T = f x F , f étant le coefficient de frottement du pneu et F la force verticale s'exerçant sur la roue. f ne dépasse pas 0,5 (pneus basse-pression sur piste sèche) et peut descendre à 0,1 (pneus haute-pression sur piste mouillée). F va en croissant à partir de l'impact (l'aile produit encore une certaine sustentation qui diminue avec la vitesse) ce qui limite la puissance de freinage au début du roulage (sauf si l'incidence de l'aile correspond à Cz = o lorsque l'avion est sur ses roues.)

On voit donc que le freinage est limité et on conçoit que pour des appareils lourds et rapides on ait cherché des procédés aérodynamiques pour absorber la plus grande partie possible de l'énergie à dissiper afin de réduire la distance de roulement après l'impact. Ces procédés sont :

- traction négative des hélices par réversion du pas (Constellation,, Nord 2500 ...)

(1) On a songé à donner aux roues une certaine vitesse de rotation avant l'impact mais cela pose un problème de réalisation mécanique et entraînerait une augmentation de poids que ne compenseraient peut-être pas les avantages attendus.

- poussée négative par déviation des jets des réacteurs (Boeing 707 ...)

- parachute de queue (Boeing stratofortress, Vautour ....).

Les freins sont généralement de deux types :

a) <u>freins à mâchoires</u>

Des mâchoires munies de garnitures à coefficient de frottement élevé et commandées hydrauliquement s'écartent et viennent s'appuyer sur l'intérieur d'un tambour solidaire de la jante (figure 95).

b) <u>freins à disques</u> (les plus employés)

Sous la pression d'un liquide hydraulique plusieurs disques mobiles solidaires de la roue frottent sur des disques fixes intercalés. (figure 96)

Ces freins présentent une beaucoup plus grande surface de frottement que les freins à mâchoires d'où un échauffement moindre par unité de surface.

On place souvent sur la commande de freinage un dispositif antibloqueur de roue (une roue bloquée entraîne une détérioration du pneu et une diminution du coefficient de frottement d'où une diminution de la puissance de freinage.)

CHAPITRE VII

DISPOSITIFS DE DEGIVRAGE

Le givrage est dangereux, il provoque une modification du profil aérodynamique de la cellule, une augmentation du poids de l'avion et peut produire le blocage d'une gouverne, l'obstruction des prises de pression reliées à certains instruments de bord et une réduction de la visibilité au travers du pare-brise. L'hélice dont le profil est modifié a un rendement plus faible et peut être soumise à des vibrations. La pression d'admission et la vitesse de rotation d'un moteur à piston diminuent et il peut s'arrêter. Des aubes du compresseur d'un réacteur peuvent être détruites et celui-ci peut s'arrêter si le givre obstrue partiellement l'entrée d'air.

Le dépôt de glace sur la cellule est limité aux parties avant de ses éléments (bord d'attaque des ailes et des empennages, entrée d'air des réacteurs etc...) aussi c'est en ces endroits qu'on placera le dispositif de dégivrage et d'antigivrage.

Les moyens utilisés sont soit physico-chimiques soit mécaniques soit thermiques.

1) MOYENS PHYSICO-CHIMIQUES.

On utilise l'alcool (abaissement du point de congélation de l'eau) pour :

- les hélices. L'alcool arrive au moyeu et recouvre le bord d'attaque de la pale sous l'effet de la force centrifuge

- les pare-brises. Alcool projeté sur l'extérieur des glaces

- les carburateurs. Injection d'alcool dans l'air d'admission.

L'alcool n'est pas employé pour l'antigivrage car cela conduirait à des consommations trop importantes.

2) MOYENS MECANIQUES.

Le plus utilisé à cause de sa simplicité est le dégivreur pneumatique constitué de chambres en tissu caoutchouté alternativement gonflées et vidées. Il y a déformation périodique de la surface en contact avec l'air, le givre est brisé au fur et à mesure de sa formation puis arraché par l'air (figure 97).

La pression et la dépression de l'air à l'intérieur des chambres est assurée par des pompes montées sur les moteurs.

Les dégivreurs pneumatiques ne sont utilisés que pour les ailes et les empennages (ex. : DC 4, Constellation)

Avantage : ne demande qu'une énergie faible

Inconvénients : modification du profil, vieillissement du cacutchouc.

3) MOYENS THERMIQUES.

Ce sont les plus efficaces et ils se généralisent. Ils agissent par fusion de la pellicule de glace. Ils peuvent être utilisés pour l'antigivrage.

a) Air chaud.

De l'air aux environs de 80 degrés circule dans une double parois (figure 98).

Ce procédé est utilisé pour les bords d'attaque d'aile et d'empennages et pour l'entrée d'air des réacteurs.

La source de chaleur peut être :

- un brûleur à essence (ex. : DC 6)

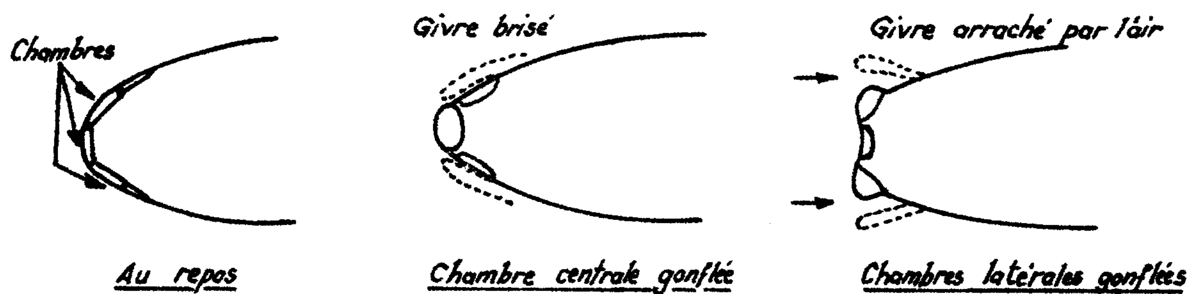


Fig. 97 - PRINCIPE DEGIVREUR PNEUMATIQUE

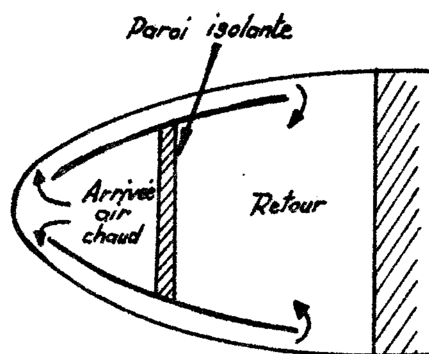


Fig. 98 - PRINCIPE DEGIVREUR PAR AIR CHAUD

- les gaz d'échappement par l'intermédiaire d'un échangeur car les gaz eux-mêmes seraient dangereux (ex. : V.708)

- de l'air pris au dernier étage du compresseur des réacteurs (ex. : Caravelle, Comet)

b) Electricité.

Elle n'est généralement pas utilisée pour de grandes surfaces en raison de l'importance de la consommation. On peut toutefois limiter celle-ci en alimentant par cycles.

Par contre elle est utilisée pour l'antigivrage et le dégivrage de quelques éléments particuliers tels que antennes anémométriques, entrées d'air, glaces de pare-brise (résistances électriques incorporées dans la vitre) et aussi pales d'hélice.

CHAPITRE VIII

CONDITIONNEMENT DE L'AIR DANS LA CABINE

La compostion de l'air de la cabine, sa température et sa pression doivent rester à l'intérieur de certaines limites. Au-delà d'une altitude de 3.000 mètres le manque d'oxygène qu'on appelle "anoxémie" se fait sentir. Une pression trop faible provoque des troubles circulatoires et articulaires et une variation rapide de pression des troubles auditifs (d'où limitation de la vitesse ascensionnelle ou de descente des avions non pressurisés). Pour le confort de l'équipage et des passagers la température doit être de 20 à 25 degrés centigrades.

Sur les avions volant normalement à des altitudes inférieures à 3.000 mètres l'air est simplement renouvelé par des ventilateurs qui aspirent l'air extérieur réchauffé par un échangeur thermique placé sur un collecteur de gaz d'échappement ou dans un brûleur tandis que l'air vicié est éliminé par des soupapes.

Pour les avions volant à des altitudes plus élevées on maintient la pression à l'intérieur de la cabine à une valeur supérieure à celle de la pression extérieure (généralement 750 millibars qui correspond à une altitude fictive de 2.500 mètres). Cela est réalisé en comprimant l'air extérieur, la proportion d'oxygène reste alors à une valeur acceptable. L'air dans la cabine est constamment renouvelé et s'échappe par des soupapes de débit (3 à 500 grammes d'air par minute et par personne).

a) Sources d'air comprimé.

L'air comprimé peut être produit par :

- des compresseurs de cabine entraînés par les moteurs

- les compresseurs des réacteurs soit par prélevage direct sur un étage (ex. : Caravelle) soit par l'intermédiaire d'un turbo-compresseur, l'air comprimé venant du réacteur actionne le turbo-compresseur qui comprime de l'air extérieur ce qui permet d'avoir un air très pur (ex. : DC 8).

b) Régulation de la pression.

Il faut pouvoir faire varier d'une manière continue la pression de la cabine et la maintenir à une valeur déterminée. Cela est obtenu par un régulateur. Le pilote affichera la vitesse ascensionnelle (de l'ordre de 100 mètres/minute) et l'altitude cabine après le décollage et la vitesse descensionnelle lorsqu'il descendra au-dessous de l'altitude fictive.

Lorsque la pression est maintenue constante le débit des compresseurs est égal à celui des valves de débit.

c) Soupapes de sûreté.

Des soupapes de sûreté fonctionnent dans le cas où la pression différentielle (différence entre pression intérieure et pression extérieure) dépasse la valeur limite admise pour la résistance du fuselage.

D'autres soupapes de sûreté permettent d'éviter qu'à la suite d'une descente rapide de l'avion la cabine soit à une pression inférieure à la pression extérieure, le fuselage n'étant pas calculé pour recevoir des efforts importants dans ce sens.

d) Température de l'air.

Comme il faut maintenir la température entre 20 et 25 degrés il faudra suivant les cas réchauffer ou refroidir l'air de conditionnement.

Réchauffage.

Il y a lieu de remarquer que l'air extérieur étant comprimé dans un compresseur il subit déjà une élévation de température. Dans le cas d'un compresseur de cabine cette élévation peut ne pas être assez élevée, on réchauffe l'air par un brûleur à essence (ex. : Constellation DC 6) ou on augmente la contrepression à la sortie du compresseur par une valve ce qui augmente la température (ex. : V.708).

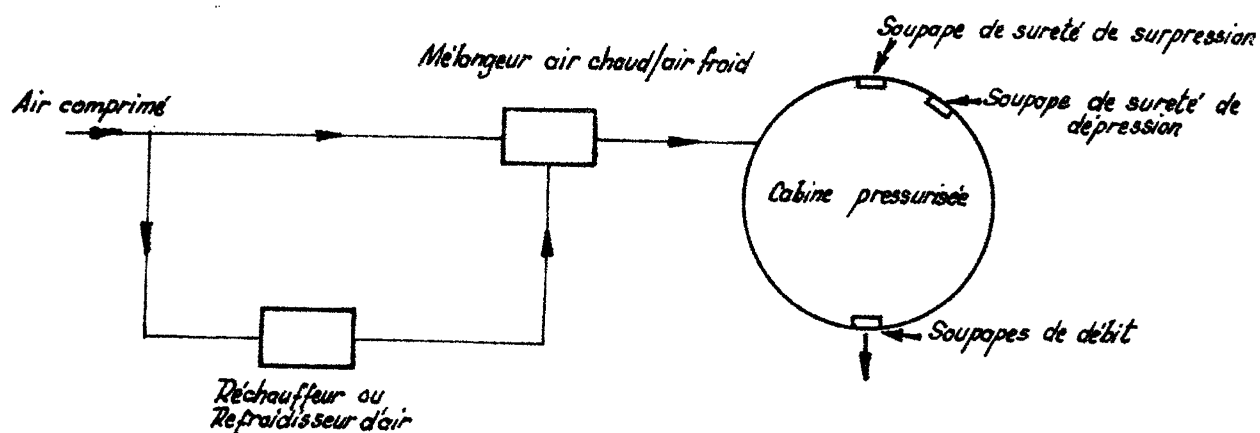


Fig. 99 - PRINCIPE DE CONDITIONNEMENT D'UNE CABINE PRESSURISEE

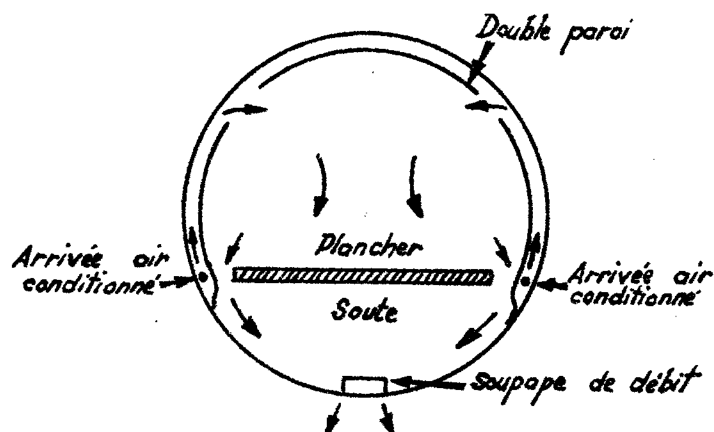


Fig. 100 - CIRCULATION D'AIR CONDITIONNE SUR CARAVELLE

Quand on prélève l'air directement sur le compresseur d'un réacteur il n'y a jamais besoin de le réchauffer mais de le refroidir.

Refroidissement.

On utilise soit :

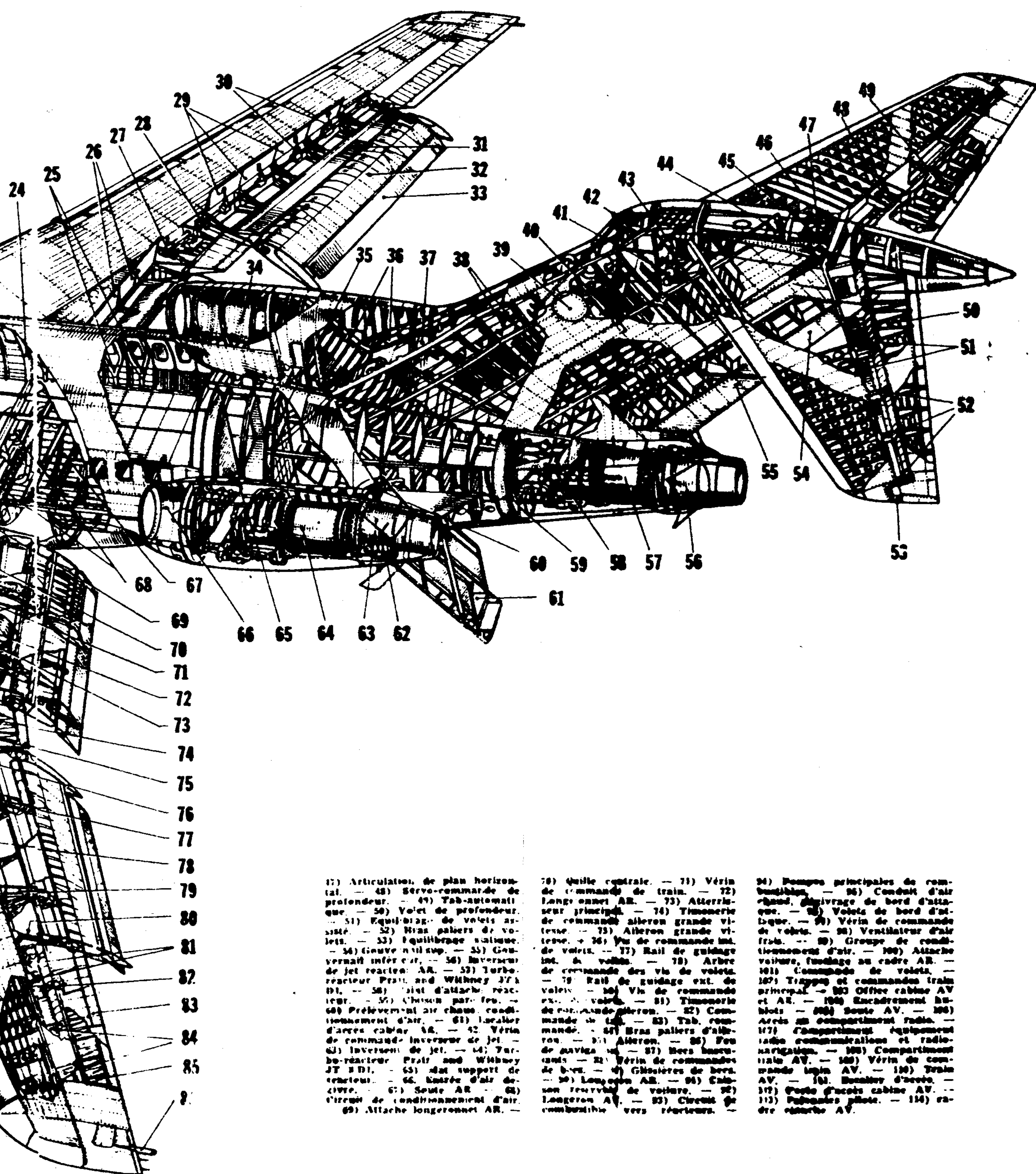
- un échangeur air/air, l'air sortant du compresseur est refroidi par l'air extérieur
- un système réfrigérateur à turbine de détente (très efficace).

Un système de régulation permet d'obtenir la température désirée dans la cabine.

Sur les avions supersoniques il est nécessaire d'avoir un système de réfrigération très puissant à cause de l'échauffement cinétique. L'échangeur air/air ne peut plus convenir que comme premier moyen de refroidissement. (1)

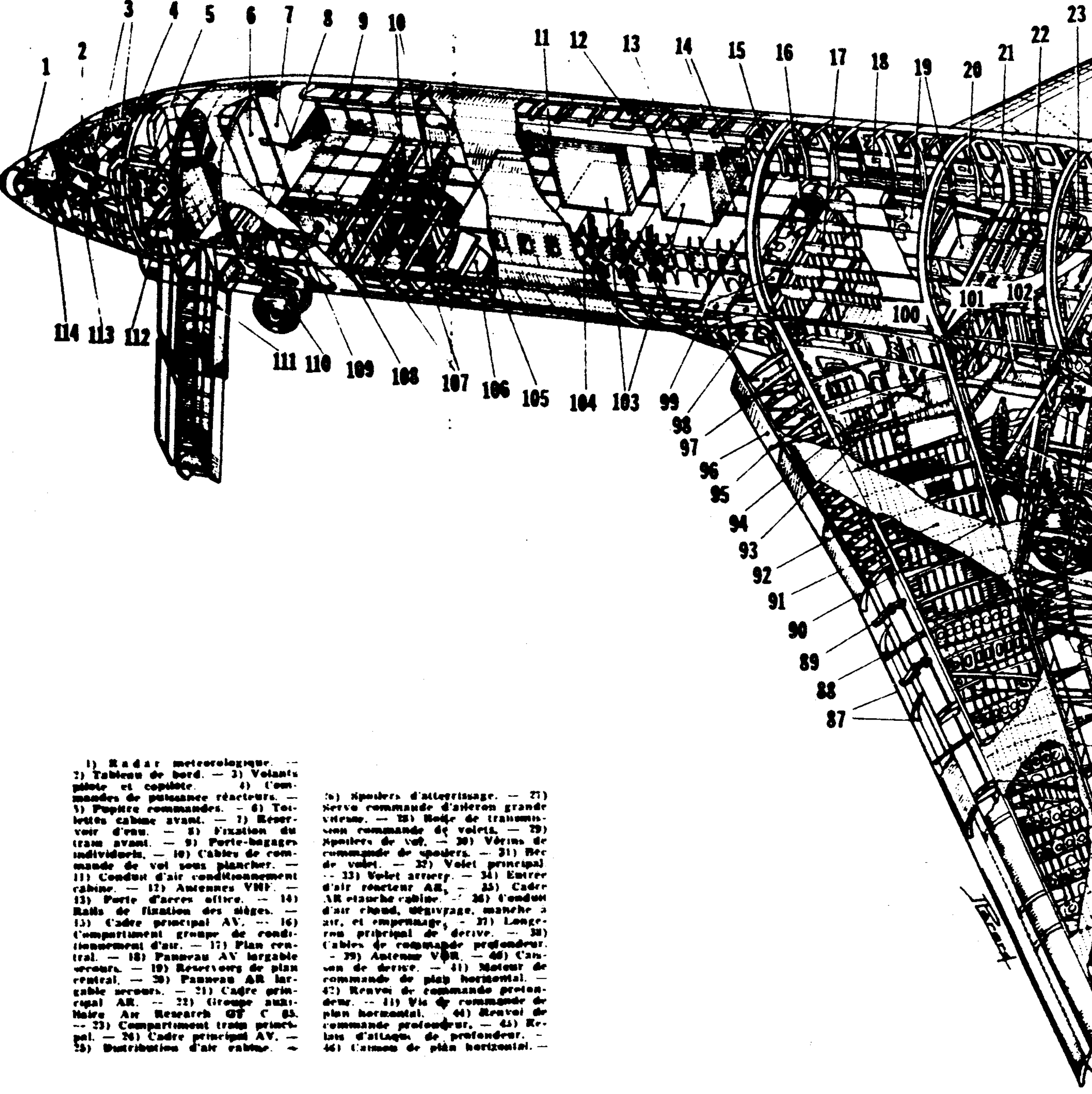
---

(1) Sur Concorde l'air prélevé au dernière étage du compresseur (580°C) passe successivement dans 2 échangeurs air /air, 1 échangeur air/carburant (le carburant étant la source froide) puis fini de se refroidir par détente. La température désirée est obtenue ensuite par mélange avec une faible partie d'air chaud avant l'arrivée dans la cabine.

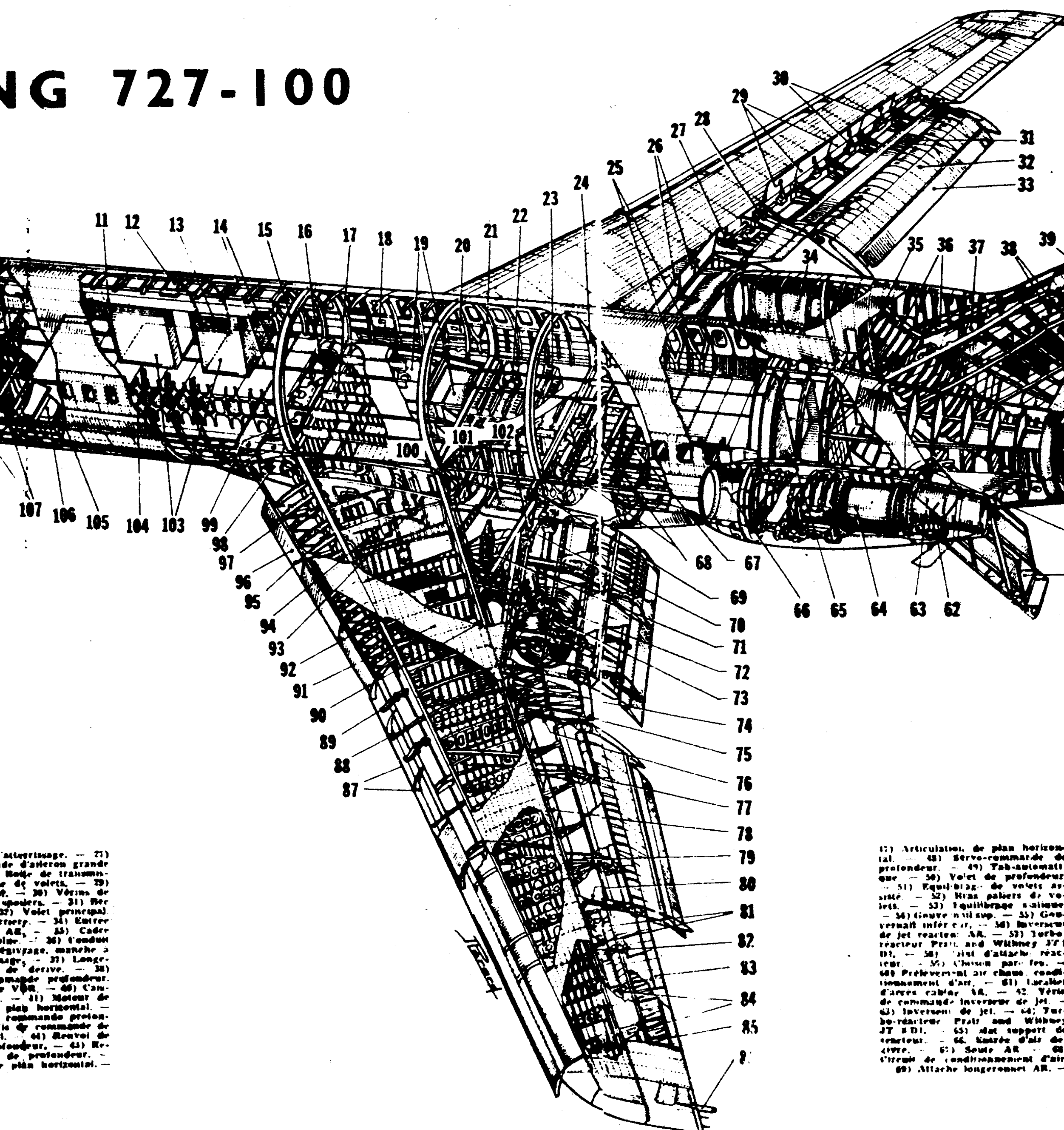


47) Articulation de plan horizontal. — 48) Servo-commande de profondeur. — 49) Tab-automatique. — 50) Volet de profondeur. — 51) Equilibrage de volets assisté. — 52) Bras paliers de volets. — 53) Equilibrage statique. — 54) Gouvernail sup. — 55) Gouvernail inférieur. — 56) Inverseur de jet réacteur AR. — 57) Turboréacteur Pratt and Whitney JT 8 D1. — 58) Point d'attache réacteur. — 59) Cloison pare-feu. — 60) Prélèvement air chaud, conditionnement d'air. — 61) Escalier d'accès cabine AR. — 62) Vérin de commande inverseur de jet. — 63) Inverseur de jet. — 64) Turbo-réacteur Pratt and Whitney JT 8 D1. — 65) Mât support de réacteur. — 66) Entrée d'air dégivre. — 67) Soute AR. — 68) Circuit de conditionnement d'air. 69) Attache longeronnet AR. — 70) Quille centrale. — 71) Vérin de commande de train. — 72) Longeronnet AR. — 73) Atterrisseur principal. — 74) Timonerie de commande aileron grande vitesse. — 75) Aileron grande vitesse. — 76) Vis de commande int. de volets. — 77) Rail de guidage int. de volets. — 78) Arbre de commande des vis de volets. — 79) Rail de guidage ext. de volets. — 80) Vis de commande ext. de volets. — 81) Timonerie de commande aileron. — 82) Commande de tab. — 83) Tab. commandé. — 84) Bras paliers d'aileron. — 85) Aileron. — 86) Feu de navigation. — 87) Becs basculants. — 88) Vérin de commandes de becs. — 89) Glissières de becs. — 90) Longeron AR. — 91) Caisson réservoir de voilure. — 92) Longeron AV. — 93) Circuit de combustible vers réacteurs. — 94) Pompes principales de combustible. — 95) Conduit d'air chaud, dégivrage de bord d'attaque. — 96) Volets de bord d'attaque. — 97) Vérin de commande de volets. — 98) Ventilateur d'air frais. — 99) Groupe de conditionnement d'air. — 100) Attache voilure, fuselage au cadre AR. — 101) Commande de volets. — 102) Trappes et commandes train principal. — 103) Office cabine AV et AR. — 104) Encadrement hublots. — 105) Soute AV. — 106) Accès au compartiment radio. — 107) Compartiment équipement radio communications et radionavigation. — 108) Compartiment train AV. — 109) Vérin de commande train AV. — 110) Train AV. — 111) Escalier d'accès. — 112) Porte d'accès cabine AV. — 113) Palonniers pilote. — 114) radôme AV.

BOEING 727-100



1) Radar météorologique. — 2) Tableau de bord. — 3) Volants pilote et copilote. — 4) Commandes de puissance réacteurs. — 5) Pupitre commandes. — 6) Toilettes cabine avant. — 7) Réservoir d'eau. — 8) Fixation du train avant. — 9) Porte-bagages individuels. — 10) Câbles de commande de vol sous plancher. — 11) Conduit d'air conditionnement cabine. — 12) Antennes VHF. — 13) Porte d'accès office. — 14) Rails de fixation des sièges. — 15) Cadre principal AV. — 16) Compartiment groupe de conditionnement d'air. — 17) Plan central. — 18) Panneau AV largable secours. — 19) Réservoirs de plan central. — 20) Panneau AR largable secours. — 21) Cadre principal AR. — 22) Groupe auxiliaire Air Research GT C 85. — 23) Compartiment train principal. — 24) Cadre principal AV. — 25) Distribution d'air cabine. — 26) Spoilers d'atterrissage. — 27) Servo commande d'aileron grande vitesse. — 28) Boîte de transmission commande de volets. — 29) Spoilers de vol. — 30) Vérins de commande de spoilers. — 31) Bec de volet. — 32) Volet principal. — 33) Volet arrière. — 34) Entrée d'air réacteur AR. — 35) Cadre AR étanche cabine. — 36) Conduit d'air chaud, dégivrage, manche à air, et empennage. — 37) Longeron principal de dérive. — 38) Câbles de commande profondeur. — 39) Antenne VOR. — 40) Caisson de dérive. — 41) Moteur de commande de plan horizontal. — 42) Renvoi de commande profondeur. — 43) Vis de commande de plan horizontal. — 44) Renvoi de commande profondeur. — 45) Relais d'attaque de profondeur. — 46) Caisson de plan horizontal. —


NG 727-100
11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 32 33 34 35 36 37 38 39
62 63 64 65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 78 79 80 81 82 83 84 85
87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 102 103 104 105 106 107
47) Articulation de plan horizon-
tal. — 48) Servo-commande de
profondeur. — 49) Tab-automati-
que. — 50) Volet de profondeur
— 51) Equilibrage de volets as-
sisté. — 52) Bras paliers de vo-
lets. — 53) Equilibrage statique
— 54) Gouvernail sup. — 55) Gou-
vernail inférieur. — 56) Inverseur
de jet reacteur AR. — 57) Turbo-
réacteur Pratt and Withney JT
D1. — 58) Point d'attache réac-
teur. — 59) Cloison pare-feu. —
60) Prélèvement air chaud condi-
tionnement d'air. — 61) Localiser
d'arrêt cabine AR. — 62) Vérin
de commande inverseur de jet. —
63) Inverseur de jet. — 64) Tur-
bo-réacteur Pratt and Withney
JT 8 D1. — 65) Mat support de
réacteur. — 66. Entrée d'air de
givre. — 67) Soute AR — 68)
Circuit de conditionnement d'air
69) Attache longeronnet AR. —

TROISIEME PARTIE

LE MOTEUR

CHAPITRE I

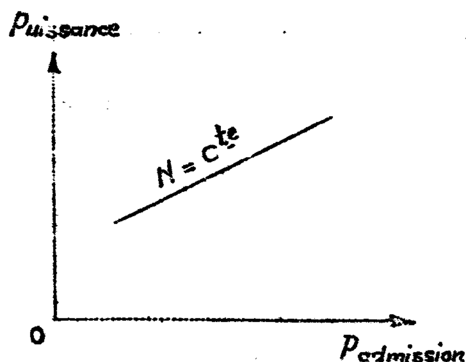
LE MOTEUR A PISTONS

Le principe du moteur à explosion est connu de tous, mais ce qui différencie le moteur d'avion de celui de l'automobile ou d'une installation fixe est qu'il doit fonctionner à des altitudes très variables et être de construction la plus légère possible.

Bien qu'on ait fait des moteurs à deux temps de faible puissance, les moteurs d'avions sont tous à présent à quatre temps (meilleur rendement).

1) Paramètres influant sur la puissance à altitude constante

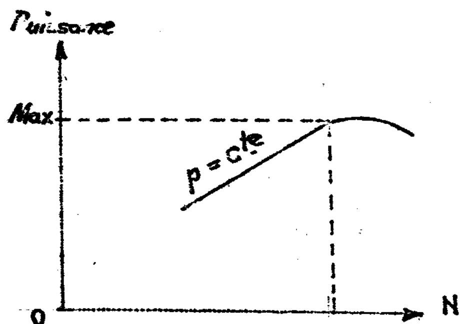
a) Pression d'admission



C'est la pression du mélange air-combustible à l'entrée des cylindres. Elle est d'autant plus élevée que le volume du mélange aspiré est grand (donc que la commande des gaz est ouverte) et que la pression de l'air est élevée.

A régime (vitesse de rotation) constant la puissance du moteur augmente avec la pression d'admission.

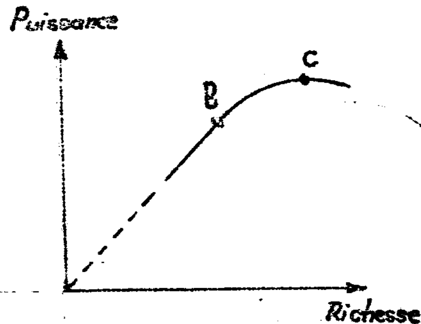
b) Vitesse de rotation



A pression d'admission constante la puissance d'un moteur augmente avec sa vitesse de rotation jusqu'à une certaine valeur au-delà de laquelle elle diminue. On a donc aucun intérêt à faire tourner un moteur donné au-delà d'une certaine vitesse.

c) Richesse du mélange

C'est le rapport $\frac{\text{Poids carburant}}{\text{Poids air}}$ du mélange



A vitesse de rotation et à pression d'admission constantes la puissance croit avec la richesse jusqu'à un maximum puis décroit . En C on a un mélange riche, en B un mélange pauvre. La consommation spécifique (poids essence par cheval et par heure) est en général minimum au point B où la puissance est inférieure de 5 % à la puissance au point C.

La richesse théorique riche est $\frac{1}{15}$. Le mélange qui donne la meilleure puissance contient 20 % d'essence en plus ($\frac{1}{12,5}$ car toute l'essence n'est pas vaporisée.

Un réglage riche améliore le refroidissement du moteur et retarde l'apparition des phénomènes de détonation.

d) Température d'admission

Lorsque la température augmente la puissance diminue . Sensiblement 1 % par 6 degrés centigrades.

e) Humidité

A température constante, 1 gramme d'eau dans 100 grammes d'air entraîne une diminution de puissance de 4 % environ.

Notons toutefois que la vapeur d'eau retarde l'apparition des phénomènes de détonation.

2) Influence de l'altitude

Avec pleine admission (ouverture des gaz au maximum) la vitesse de rotation varie très peu avec l'altitude. Le moment moteur est proportionnel à la pression maximum d'explosion dans les cylindres qui est elle même proportionnelle à la masse du mélange admis dans les cylindres. Or si le volume de mélange qui entre dans les cylindres reste constant (égal à la cylindrée dans ce cas) la densité de l'air diminuant avec l'altitude (1) la masse du mélange diminue donc aussi le moment moteur - A 5.500 mètres un moteur ne fournit plus que la moitié de sa puissance environ.

---

(1) La pression d'admission diminue

En outre pour conserver une richesse constante il faudra un dispositif de correction altimétrique (le poids de l'air aspiré diminuant le poids de carburant devra également diminuer)

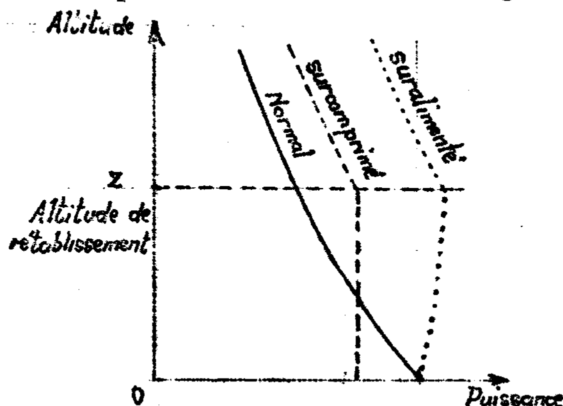
La température baissant en altitude et l'air aspiré étant toujours humide il peut y avoir formation de givre dans le carburateur d'où la nécessité de réchauffer celui-ci lorsque la température descend au-dessous d'une certaine valeur.

3) Conservation de la puissance en altitude

Deux procédés sont utilisés pour remédier à la diminution de la puissance avec l'altitude.

a) Surcompressions

Le rendement d'un moteur est d'autant meilleur que son taux de compression (1) est élevé mais il existe un taux limite au-delà duquel des phénomènes d'auto-allumage ou de détonation apparaissent.



Du fait de la diminution de la pression de l'air le taux de compression limite peut être augmenté en altitude. On n'a pas pu réaliser des moteurs à compression variable. On donne au moteur un taux de compression correspondant au taux optimum pour une altitude Z et on limite l'admission des gaz aux altitudes inférieures à Z (les cylindres n'étant pas remplis complétement la pression en fin de compression reste admissible).

Un moteur surcomprimé donnera aux hautes altitudes une puissance plus grande que s'il était à compression normale mais par contre du fait de sa sous-alimentation au-dessous de Z sa puissance sera plus faible aux altitudes basses.

b) Suralimentation (solution la plus employée)

Puisque la baisse de puissance est due à la diminution de la densité de l'air, on pourra conserver la puissance si on peut maintenir constante la densité de l'air à l'admission ce qui sera obtenu en maintenant la pression de l'air constante.

---

(1) Le taux de compression est égal au rapport :

$$\frac{\text{Volume des gaz avant compression dans cylindre}}{\text{Volume des gaz en fin compression dans cylindre}}$$

On utilise un compresseur qui comprime l'air ambiant à une pression égale à la pression atmosphérique au sol, cet air étant envoyé au carburateur.

Le compresseur peut être entraîné soit par l'arbre moteur mais il absorbe une certaine puissance ce qui réduit le gain de puissance utilisable, soit par une turbine mue par les gaz d'échappement (turbo compresseur)

Toutefois le compresseur ne pourra pas rétablir la pression au sol jusqu'à des altitudes très élevées. A partir d'une certaine altitude la pression à la sortie du compresseur décroitera et la puissance du moteur également suivant une loi analogue à celle qui régit la puissance d'un moteur ordinaire à partir du sol. L'altitude à partir de laquelle un moteur surcomprimé ou suralimenté commence à décroître s'appelle " altitude de rétablissement ".

Du fait de la diminution de la température de l'air admis et de la diminution de la contre pression à l'échappement la puissance d'un moteur suralimenté croit jusqu'à l'altitude de rétablissement.

Les compresseurs sont du type centrifuge et doivent être assez légers

La suralimentation est la solution qui donne la meilleure conservation de la puissance avec l'altitude.

4) Forme du moteur et matériaux utilisés

Depuis le début de l'aviation on a cherché à alléger le moteur, de 6 kg,3 au cheval du moteur de l'avion des frères Wright on est arrivé à 0kg,5 au cheval. Un tel résultat a pu être atteint grâce à :

- l'emploi d'alliages d'aluminium et d'aciers spéciaux
- l'adoption de formes rationnelles pour les pièces importantes
- une bonne disposition des cylindres
- refroidissement par air

Les formes en V, en W et surtout en étoile dans lesquelles plusieurs bielles sont accouplées sur un même maneton permettent d'avoir un villebrequin plus court ainsi qu'un carter moins volumineux d'où gain de poids.

Le refroidissement par air rendu possible pour des moteurs de grande puissance grâce à l'adoption de culasses en aluminium dotées de nombreuses ailettes de grande surface placées dans un courant d'air guidé (1) permet un gain de poids et apporte une simplification par rapport au refroidissement par liquide qui nécessite un liquide de circulation, un radiateur des canalisations et des pompes.

(1) Le capotage du moteur n'est pas uniquement fait pour réduire la résistance aérodynamique mais aussi pour guider l'air afin d'accroître (ou de diminuer aux basses températures) le refroidissement des cylindres. Le débit d'air est réglable par des volets.

On a avantage à puissance égale à ce que la vitesse de rotation soit grande (couple moteur plus faible) car les efforts transmis aux organes du moteur sont moins importants ce qui permet d'alléger ces derniers. Mais l'hélice ne doit pas avoir une grande vitesse de rotation pour avoir un bon rendement, aussi beaucoup de moteurs sont dotés d'un réducteur interposé entre l'arbre moteur et le moyeu de l'hélice.

Le carter et les pistons sont en alliages d'aluminium, les cylindres en acier, le villebrequin et les bielles en acier au nickel-chrome.

5) Dispositions particulières au moteur d'avion

a) Combustible utilisé

L'essence est obtenue par distillation fractionnée du pétrole brut. En aviation on utilise l'essence légère recueillie entre 70 èt 120 degrés dont la densité est environ 0,7.

Nous avons dit que le rendement d'un moteur à explosion était d'autant meilleur que son taux de compression était élevé mais que la valeur qu'on pouvait donner à ce dernier se trouvait être limité par les phénomènes de détonation (bruit accompagné de vibrations du moteur et échauffement exagéré).

On peut retarder l'apparition de la détonation par injection d'eau ou mieux eau-méthanol, ou encore en employant une essence d'indice d'octane plus élevé (1). Les essences blanches ont des indices variant entre 60 et 80; on augmente leur indice en y ajoutant du plomb tétraéthyl à très faible dose.

La consommation des moteurs à pistons varie entre 0kg.150 et 0kg250 au cheval /heure.

b) Admission

Un moteur suralimenté ne peut pas fonctionner "plein gaz" au sol car la pression d'admission serait trop élevée et ses organes ne pourraient pas supporter les efforts engendrés. La suralimentation doit augmenter progressivement jusqu'à l'altitude de rétablissement. On dote alors le moteur d'un " limiteur d'admission " qui agit automatiquement et indépendamment de la volonté du pilote.

c) Carburation

Au départ lorsque le moteur est froid la carburation se fait mal, on fait alors des injections d'essence dans la tuyauterie d'admission.

---

(1) On rapporte le pouvoir antidétonnant du combustible à un carbure particulier l'octane qui par définition à un indice égal à 100

Pour arrêter le moteur lorsqu'il est chaud et éviter qu'il continue de tourner au ralenti par auto-allumage lorsque le contact d'allumage est coupé, on actionne un " étouffoir ", dispositif qui ferme le canal d'essence de ralenti du carburateur.

La vaporisation de l'essence dans le carburateur se fait toujours par absorption de chaleur d'où refroidissement de l'air et possibilité de formation de givre bien que la température extérieure puisse être supérieure à 0° (entre + 2 et - 8). Il faut donc un système de réchauffage du carburateur (résistance électrique ou entrée d'air dans des parties réchauffées).

Certains moteurs n'ont pas de carburateur, l'essence pulvérisée est injectée sous pression dans la tuyauterie d'admission. Cette solution présente les avantages suivants :

- meilleure pulvérisation du mélange
- suppression des risques de givrage
- suppression de tout danger d'incendie par retour de flammes au carburateur
- fonctionnement identique dans toutes les positions de l'avion.

d) Allumage

Les moteurs d'aviation possèdent tous un double allumage ce qui augmente la sécurité de marche mais aussi légèrement la puissance (3 à 5 %) la vitesse de propagation de la combustion dans les cylindres étant augmentée.

Les circuits sont bien entendu blindés pour ne pas parasiter les installations radio de bord.

e) Graissage

On emploie généralement des huiles minérales ou l'huile de ricin (point de congélation plus bas).

L'huile doit avoir une fluidité suffisante à la température d'emploi pour bien circuler mais sa viscosité ne doit pas tomber au-dessous d'une certaine valeur pour une bonne adhérence sur les parois métalliques.

L'huile circule sous pression (3 à 7 kg/cm^2 suivant les moteurs) dans des canalisations qui mènent à tous les organes à graisser, puis retombe dans le carter où elle est reprise par une pompe après filtrage.

L'huile évacue la chaleur produite par les frottements des pièces mécaniques, elle s'échauffe. Aussi pour garder ses qualités doit-elle être refroidie dans un radiateur. En altitude par suite de la baisse de la température, le radiateur d'huile peut devenir inutile et même doit être soit mis en dehors du circuit soit obstrué par un volet pour que l'huile garde une fluidité suffisante.

La température de l'huile à l'entrée du moteur doit rester entre certaines limites dépendant de la nature de l'huile (entre 35º et 85º en moyenne)

f) Démarrage

Longtemps les moteurs d'avion n'avaient pas de démarreur, on faisait tourner l'hélice d'un quart de tour avec la main, procédé dangereux qui ne pouvait pas convenir pour des moteurs puissants.

Plusieurs systèmes de démarrage ont été utilisés (air comprimé notamment) mais les démarreurs électriques sont les plus employés soit par inertie à l'aide d'un volant entrainé par un moteur électrique tournant très vite qu'on embraye avec l'arbre moteur, soit par entraînement direct. Le démarreur à inertie malgré le poids du volant (2 à 3 kilos) est plus léger que le moteur à démarrage direct et demande une intensité électrique beaucoup plus faible.

6) Instruments de contrôle

Il est nécessaire de disposer d'instruments qui permettent à chaque instant de contrôler le fonctionnement du moteur. Les principaux sont :

- un tachymètre indiquant la vitesse de rotation du moteur
- un manomètre indiquant la pression d'admission
- un manomètre indiquant la pression d'essence à la sortie des pompes.
- un manomètre indiquant la pression de l'huile
- un thermomètre indiquant la température de l'huile à l'entrée du radiateur et un autre indiquant la température à la sortie
- des thermomètres indiquant la température des culasses dans le cas du refroidissement par air
- éventuellement des analyseurs de gaz d'échappement pour contrôler la carburation.

7) L'hélice à pas variable

Il existe des avions sur lesquels la commande du pas de l'hélice est manuelle, le pilote devrait constamment intervenir pendant les évolutions, pratiquement il n'utilise que certaines valeurs du pas pour les principales phases du vol (décollage, montée, croisière, descente). La meilleure solution réside dans la régulation automatique du pas, les hélices comprennent un régulateur automatique qui est soit monté sur le moteur soit incorporé à l'hélice.

La rotation des pales autour de leur axe peut être assurée soit

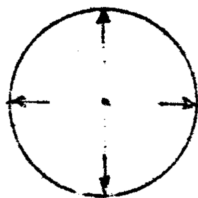
- par le moteur
- par énergie hydraulique (huile qui agit sur un piston ou dans un moteur à engrenages)
- par un moteur électrique pouvant tourner dans les deux sens, solidaire de l'hélice ou fixe.

CHAPITRE II

PRINCIPE DU MOTEUR A REACTION

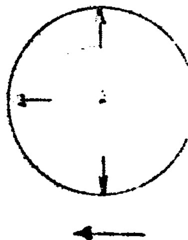
Le groupe moto propulseur composé d'un moteur à explosion et d'une hélice ne permet pas de dépasser une vitesse de 750 kilomètres/heure. Les moteurs dits à réaction qui ne nécessitent plus l'utilisation d'une hélice pour assurer la propulsion permettent d'atteindre des vitesses très élevées.

1) Principe de la réaction



Supposons une sphère creuse et libre dans l'espace à l'intérieure de laquelle on fait détonner un mélange explosif.

Si la sphère est suffisamment solide les forces de pression qui s'exercent à l'intérieur sont normales à la paroi et sont égales et opposées entre elles, leur résultante générale est nulle, la sphère reste immobile.



Si à présent on fait un orifice dans la sphère et qu'on recommence l'expérience, il y a déséquilibre des forces, la résultante générale n'est plus nulle et la sphère se déplacera du côté opposé à l'orifice.

D'après le principe des quantités de mouvement, si m et σ sont la masse et la vitesse des gaz qui s'échappent par l'ouverture et M et V la masse et la vitesse de déplacement de la sphère on a :

$$M \times V = m \times \sigma$$

En fait la présence d'air autour de la sphère a pour conséquence de réduire la vitesse σ des gaz donc V , et celle-ci est encore réduite par suite de la résistance aérodynamique de la sphère. On voit donc que si le milieu était vide la sphère se déplacerait mieux, (plus vite), il ne faut donc pas croire qu'un moteur à réaction avance en prenant appui sur l'air extérieur.

De la quantité de mouvement des gaz résulte une poussée sur la sphère. Or une force est le produit d'une masse par une accélération et dans un mouvement uniformément accéléré (force constante) l'accélération est égale au quotient de la vitesse par le temps d'où :

$$F = m\gamma = m\frac{v}{t} = \frac{m}{t}.v$$

La poussée est égale au produit du débit-masse des gaz (masse par seconde) par leur vitesse.

Exemples

- Les petits ballons de baudruche qu'on donne aux enfants.

  Si on gonfle d'air un tel ballon et qu'on le lâche, l'orifice étant ouvert, le ballon part dans le sens opposé à l'orifice.

- Les arroseuses circulaires pour jardin.

  Ici ce n'est pas un gaz mais l'eau qui produit par réaction la rotation de l'arroseuse.

- Les fusées

  La production des gaz est assurée soit par la combustion de poudre soit par d'autres substances chimiques.

2) Classification des moteurs à réaction

De ce qui précède nous voyons qu'un moteur à réactions devra produire un grand débit masse de gaz pour fournir une poussée importante. A l'exception des fusées qui emportent l'oxygène nécessaire à la combustion, ce qui leurs permet de fonctionner en dehors de l'atmosphère terrestre, les autres moteurs à réaction utilisent l'oxygène de l'air.

On peut classer les moteurs à réaction en deux catégories suivant qu'ils ont ou non un compresseur d'air :

a) sans compresseur

Fusée
Pulsoréacteur
Statoréacteur

b) avec compresseur

Turboréacteur
Turbo-propulseur et Turbo-moteur

CHAPITRE III

LE TURBOREACTEUR

Un turboréacteur comprend d'avant en arrière les organes essentiels suivants : (figure 101)

- un compresseur d'air
- une chambre de combustion
- une turbine (actionnée par les gaz et qui entraîne le compresseur)
- un canal d'éjection

En plus de ces organes il y a un circuit de carburant, une régulation, un circuit de graissage et un démarreur.

1) Le compresseur

Le rapport $\frac{p_2}{p_1}$ de la pression à la sortie à la pression à l'entrée du compresseur s'appelle rapport de compression.

La pression de l'air entrant dans la chambre de combustion et la température de combustion ont une grande influence sur la consommation de carburant. Des rapports de compression élevés permettent de diminuer la consommation (on est arrivé à 16 et on compte pouvoir atteindre 20)

On rencontre deux types de compresseur :

- les compresseurs axiaux
- les compresseurs centrifuges

a) Compresseurs axiaux

Ils comprennent un rotor portant plusieurs rangées d'aubes (ailettes) et un stator formé également de plusieurs rangées d'aubes fixes qui sont intercalées avec les rangées mobiles du rotor (fig. 102). Une rangée d'aubes mobiles et une rangée d'aubes fixes forment un étage du compresseur. Les compresseurs ont au moins six étages.

Lorsqu'on veut obtenir de grands rapports de compression avec des rendements acceptables à tous les régimes on utilise un compresseur à double corps. On a alors deux compresseurs axiaux dans le prolongement l'un de l'autre, mais chacun d'eux est entraîné par une turbine différente de façon à pouvoir tourner à des vitesses différentes. Le compresseur avant est dit " basse pression " et le compresseur suivant " haute pression " (figure 103).

La vitesse de rotation du rotor peut atteindre des vitesses élevées 8 à 40.000 tours/minute suivant les réacteurs.

Les compresseurs axiaux permettent d'obtenir des grands débit et des taux de compression élevés si bien qu'ils sont indispensables pour les turboréacteurs de forte poussée.

Les compresseurs axiaux doivent toujours comporter un dispositif de dégivrage à l'entrée d'air.

Note :

Un turboréacteur destiné à un avion supersonique pourra être doté d'un compresseur axial comportant peu d'étages par suite de la forte compression préalable due à la vitesse; mais il aura un rendement médiocre aux faibles vitesses lors de l'envol.

b) Compresseurs centrifuges

Ils se composent d'un rotor à ailettes radiales avec ou sans flasques appelé " rouet " et d'un diffuseur avec des aubes redresseuses (figure 104)

Le compresseur centrifuge a l'inconvénient d'avoir un diamètre plus grand qu'un compresseur axial de même débit (plus grande résistance aérodynamique) mais il est plus robuste, d'une mise au point plus facile et moins lourd, si bien qu'il est encore utilisé pour les turnomachines de puissance faible ou moyenne.

Pour augmenter le rapport de compression on peut mettre plusieurs rouets en série. Pour augmenter le débit et la pression on peut faire précéder le compresseur centrifuge d'un compresseur axial .

Lorsqu'on ne veut pas augmenter le diamètre ou la vitesse de rotation on a recours à des compresseurs à double entrée.

Le rendement d'un compresseur centrifuge est plus faible que celui d'un compresseur axial (78 % au lieu de 85 % environ)

Les compresseurs centrifuges n'ont pas besoin de dispositif de dégivrage.

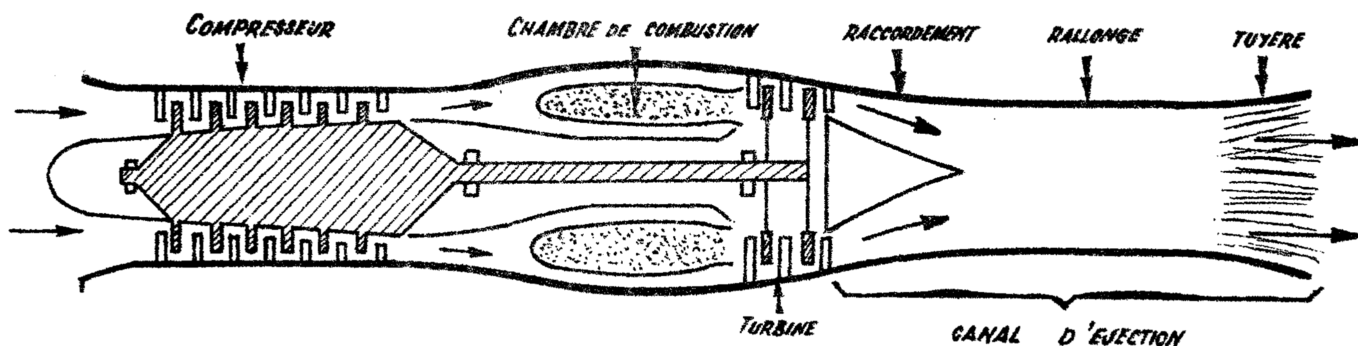
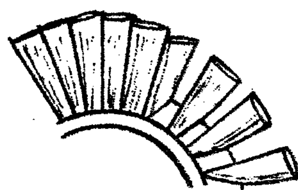


Fig. 101 – COUPE D'UN TURBOREACTEUR



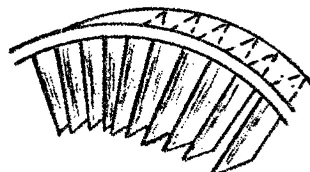


Fig. 102 – AUBES D'UN COMPRESSEUR AXIAL

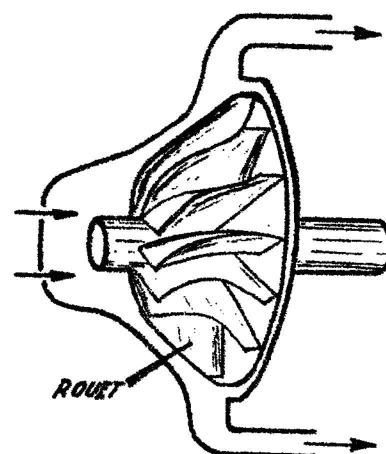


Fig. 104 – COMPRESSEUR CENTRIFUGE

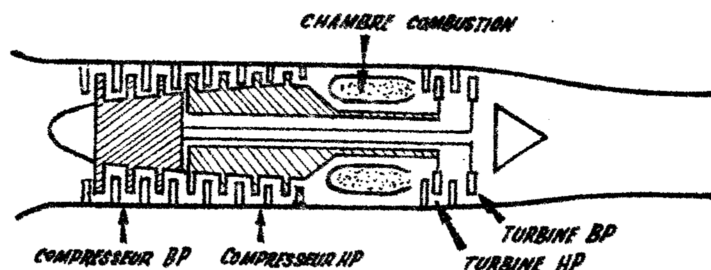


Fig. 103 – COUPE D'UN COMPRESSEUR AXIAL A DOUBLE CORPS

2) La Chambre de combustion.

C'est la partie vitale du réacteur. Le combustible pulvérisé s'y mélange avec l'air venant du compresseur et brûle pour dégager les gaz qui par leur détente fourniront la poussée de réaction.

La combustion complète se fait approximativement avec une richesse de $\frac{1}{14}$. La température s'élève à 1500 - 2.000 degrés C., la pression des gaz atteint 6 à 12 Kg/cm^2 et leur vitesse 150 mètres/seconde

La chambre de combustion peut comporter :

- plusieurs chambres séparées (figure 105)
- une seule chambre annulaire (figure 106)
- des chambres mixtes (séparées et annulaires)

Quelqu'en soit le type une chambre de combustion comporte : (figure 107)

- un système d'injection de carburant
- un système d'allumage
- un système d'accrochage de la flamme
- un dispositif de refroidissement des gaz avant la turbine

Lorsque les chambres sont séparées elles communiquent entre elles pour égaliser les pressions et assurer l'allumage car généralement deux chambres seulement sont dotées du système d'allumage.

a) Système d'injection de carburant

Le combustible à haute pression passe dans un injecteur et sort pulvérisé dans la chambre.

On peut également employer la pulvérisation préalable; l'injecteur pulvérise le combustible dans un tube où circule de l'air chaud, le mélange carburé brûle à la sortie du tube dans la chambre.

b) Système d'allumage

Lorsque le réacteur fonctionne la combustion est continue et il n'y a pas besoin d'allumer le mélange périodiquement comme dans un moteur à pistons. Mais pour le démarrage il est nécessaire de procéder à l'allumage. Celui-ci peut se faire soit électriquement (bougies, résistances chauffantes) soit par allumeurs à poudre.

c) Système d'accrochage de la flamme

La vitesse de l'air près de l'injecteur est assez grande et ne permettrait pas la stabilisation de la flamme. D'autre part il faut que le carburant se mélange bien à l'air après sa sortie des injecteurs.

On place à l'entrée de la chambre un brûleur constitué soit par des aubes soit par une coupole percée de nombreux trous soit par un corps correctement profilé.

Le brûleur produit un tourbillonnement de l'air (qui facilite le mélange) et une zone de moindre vitesse d'écoulement (ce qui permet la stabilisation de la flamme)

d) Dispositif de refroidissement des gaz avant la turbine

Pour le rendement on a intérêt à avoir une température la plus élevée possible dans la chambre de combustion. Mais les gaz viennent frapper la turbine à leur sortie des chambres et les matériaux actuellement utilisés ne peuvent pas supporter des températures supérieures à 900 - 950 degrés C. sans se détériorer, aussi doit-on refroidir les gaz avant qu'ils arrivent à la turbine.

Le compresseur fournit plus d'air que ce qui est nécessaire pour la combustion. L'air supplémentaire (air secondaire) entre dans la partie arrière de la chambre (après la zone de flamme) et en se mélangeant avec les gaz brûlés les refroidi

Les meilleurs résultats sont obtenus avec un débit d'air secondaire plus important que le débit d'air primaire.

Une chambre annulaire comporte les mêmes éléments qu'une chambre séparée mais tous les injecteurs sont dans la chambre unique. Ce type de chambre a l'avantage de présenter un encombrement minimum et d'être d'un poids moins important, mais la mise au point est plus difficile; toutefois il tend à se généraliser.

3) La Turbine

C'est l'organe qui assure l'entraînement du compresseur en prélevant une part d'énergie aux gaz sortant de la chambre de combustion.

Elle se compose d'une roue directrice fixe (à aubes) appelée "distributeur de turbine ", d'une roue mobile à aubes qui entraîne l'arbre relié au compresseur et d'une roue fixe.

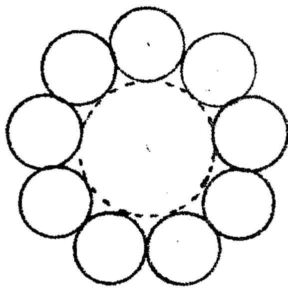
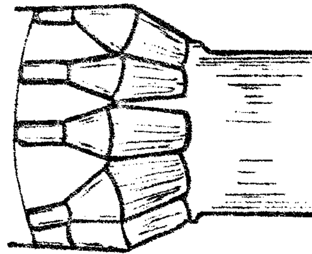



Fig. 105 - DISPOSITION DE CHAMBRES SEPAREES

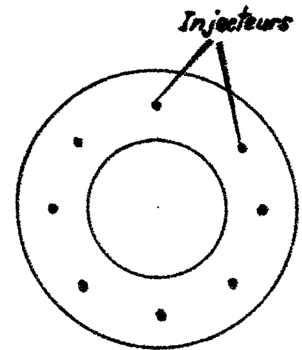


Fig. 106 - CHAMBRE ANNULAIRE

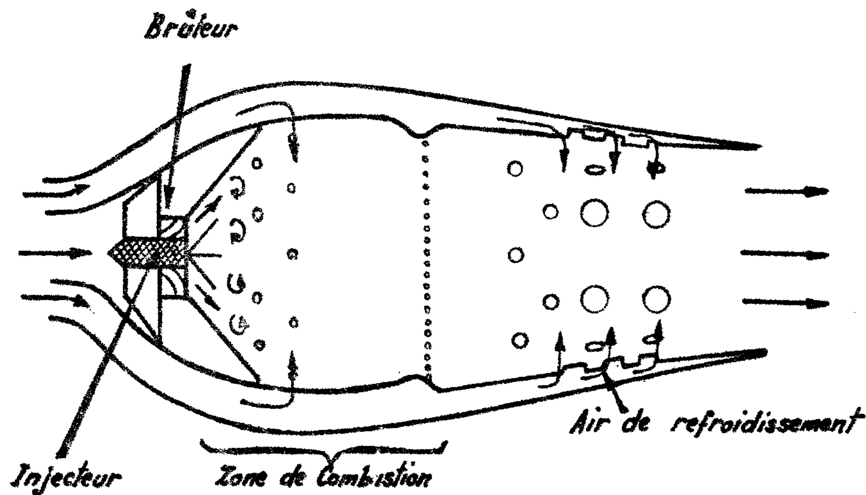
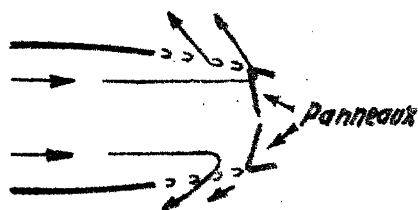
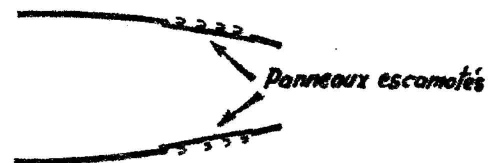


Fig. 107 - COUPE D'UNE CHAMBRE DE COMBUSTION SEPAREE



DEVIATION



SANS DEVIATION

Fig. 108 - EXEMPLE DE DEVIATEUR DE JET

Lorsque la puissance nécessaire dépasse les possibilités d'un seul étage on utilise des turbines à 2, 3 ou 4 étages, chaque étage comprenant une roue fixe et une roue mobile. Pour l'entraînement d'un compresseur à double - corps il faut deux turbines co-axiales indépendantes.

Il est plus aisé de réaliser une détente qu'une compression, les efforts sur un étage de turbine sont beaucoup plus importants que sur un étage de compresseur

4) Le canal d'éjection

C'est dans le canal d'éjection qu'à lieu la transformation de l'énergie des gaz (pression, température) en vitesse.

Le canal d'éjection se compose habituellement : (figure 101)

- d'un raccordement
- d'une rallonge
- d'une tuyère

Le raccordement est constitué d'un tronc de cône dont la grande base enveloppe la turbine et d'un cône intérieur dont le rôle est de caréner l'arrière de la turbine pour éviter l'existence d'une zone de remous dans la partie centrale.

La rallonge est un canal cylindrique, sa longueur dépend du montage du réacteur sur la cellule.

La tuyère est la pièce qui fixe la valeur de la section d'éjection des gaz. Elle peut être fixe ou mobile (pour faire varier la section)

Certains avions à moteurs à pistons disposent de l'inversion du pas des hélices pour réduire leur distance de roulement à l'atterrissage; on a réalisé pour les avions à réaction des systèmes inverseurs de poussée en déviant le jet des gaz vers l'avant. Ces systèmes sont montés sur la tuyère et plusieurs solutions sont possibles (figure 108)

5) Accroissement de la poussée

On peut accroître la poussée d'un turboréacteur par différents procédés.

a) Injection d'eau devant le compresseur

On pulvérise un mélange eau-méthanol devant le compresseur ce qui a pour effet de refroidir l'air en cours de compression si bien que la température à l'entrée de la chambre de combustion est plus faible, on peut faire brûler plus de combustible pour une même température à la turbine.

Le méthanol sert d'antigel mais participe aussi à la combustion.

On peut obtenir par ce moyen une augmentation de poussée de 20 % mais au prix d'une consommation spécifique élevée (plus grande qu'avec la post-combustion à gain égal). Il peut être intéressant pour le décollage.

b) Post-combustion ou réchauffe

Nous avons vu que pour refroidir les gaz avant la turbine le compresseur fournissait plus d'air que ce qui était nécessaire à la combustion. Il s'en suit que derrière la turbine les gaz contiennent une quantité d'oxygène importante; si on injecte du carburant il s'enflammera et produira des gaz supplémentaires d'où augmentation de la poussée.

La vitesse des gaz au sortir de la turbine étant élevée on dispose d'un diffuseur qui les ralenti. Dans la chambre de réchauffe qui est constituée par la rallonge on place des brûleurs pour le brassage de l'émulsion et l'accrochage de la flamme. Comme il n'y a pas de pièces en mouvement derrière la rallonge on n'est pas limité pour la température. Le débit volume des gaz ayant considérablement augmenté on est obligé d'accroître la section de la tuyère pendant la post-combustion (tuyère mobile) (figure 109)

L'accroissement de poussée déjà très grande au sol augmente avec l'altitude. Ce procédé est utile pour le décollage et pour le vol supersonique. Il présente l'inconvénient d'augmenter la consommation spécifique (gain de 30 % de poussée pour consommation double au sol, gain de 120 % à Mach 2 à 11.000 mètres pour consommation augmentée de 30 %) et d'accroître le poids du réacteur.

c) Refroidissement de la turbine

De l'air prélevé au compresseur circule dans les aubes creuses de la turbine et les refroidi. On peut ainsi augmenter la température des gaz devant la turbine d'au moins 200 degrés C et il en résulte un gain de poussée; mais la consommation spécifique est accrue. Cependant à vitesse élevée la gain de poussée peut être appréciable pour une faible augmentation de la consommation (à Mach 2 augmentation de 30 % de la poussée et de 5 % de la consommation).

d) Double flux

Le rendement des turboréacteurs normaux ne devient intéressant qu'au dessus de 900 Km/H or beaucoup d'avions de transport modernes évoluent à des vitesses comprises entre 700 et 900 km/h . Pour ce domaine le double flux présente de l'intérêt, il s'est beaucoup développé depuis quelques années (réacteurs actuels du B.707, DC 8, Caravelle etc...)

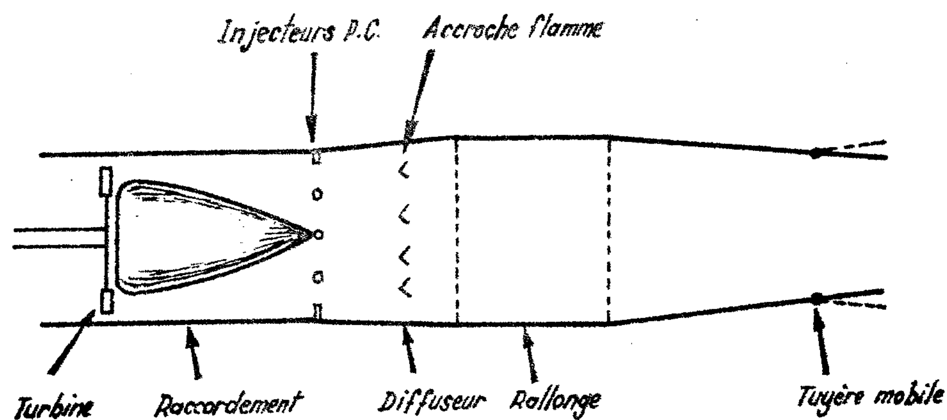


Fig. 109 - CANAL DE POST-COMBUSTION

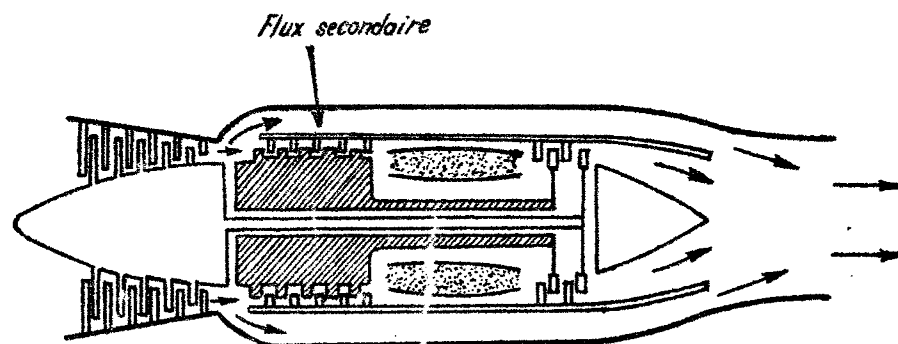


Fig. 110 - SCHEMA D'UN TURBOREACTEUR A DOUBLE FLUX

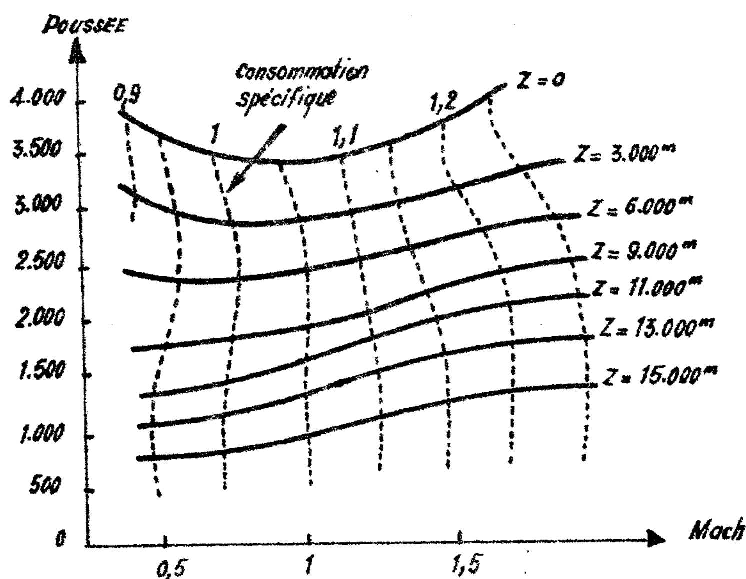


Fig. 111 - CARACTERISTIQUES D'UN TURBOREACTEUR SANS POST-COMBUSTION

Le principe du double flux est le suivant : (figure 110)

Un premier compresseur donne un débit d'air supérieur à ce qui est nécessaire au réacteur normal. A la sortie de ce compresseur l'air est partagé en deux flux (primaire et secondaire)

Le flux primaire va à un deuxième compresseur et alimente les chambres de combustion comme dans un réacteur normal.

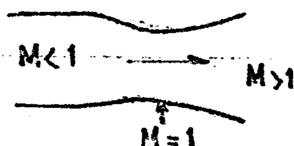
Le flux secondaire est amené en aval des turbines et se mélange avec les gaz qu'il refroidi abaissant leur vitesse. Cette faible vitesse d'éjection d'une grande masse de gaz améliore le rendement propulsif et accuse en pratique une consommation spécifique plus faible (15 à 30 % en moins).

Le flux secondaire peut aussi être accéléré dans une tuyère appropriée qui entoure le réacteur et rejoindre le jet principal en entourant celui-ci d'un anneau fluide à température plus basse.

Le rapport $\frac{\text{débit air secondaire}}{\text{débit air primaire}}$ s'appelle taux de dilution; il est généralement supérieur à l'unité.

Le double-flux se prête très bien à la post-combustion

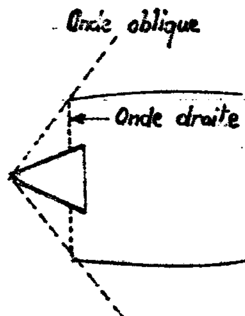
e) Tuyère convergente - divergente pour vol supersonique



A l'intérieur d'un réacteur la vitesse des gaz est subsonique. En vol supersonique il y a intérêt à ce que la vitesse d'éjection soit supersonique. On y parvient en plaçant une tuyère comportant un convergent suivit d'un divergent. Au col la vitesse est égale à la vitesse du son.

Au delà de Mach 1,5 on gagne en poussée et aussi en consommation.

f) Manche d'entrée adaptée au vol supersonique



En supersonique une onde de choc droite se forme en avant de l'entrée du compresseur ce qui diminue son rendement.

Pour remédier à cet inconvénient on place un corps central conique à l'entrée du réacteur de façon à produire une onde de choc oblique suivie d'une onde droite localisée juste à l'entrée d'air.

Ce procédé permet de gagner en poussée et en consommation à partir de Mach 1,5

6) Alimentation en carburant

Les moteurs à réaction peuvent fonctionner avec une variété très large de combustible. Pour éviter les risques d'incendie on a intérêt à utiliser des combustibles peu volatil, mais il ne faut pas que le point de congélation soit trop élevé (ce qui fait éliminer le gaz oil).

On utilise le Kérosène (point de congélation - 40 à - 60 degrés C) de densité 0,8 produit de distillation du pétrole brut voisin du pétrole lampant.

Le circuit d'alimentation comprend une pompe à haute pression (généralement précédée d'une pompe basse pression) qui puise le carburant dans le réservoir et qui à travers un filtre et un régulateur l'envoie aux injecteurs. Elle doit avoir un grand débit.

Selon les conditions d'utilisation le régulateur fonctionne pour donner au réacteur plus ou moins de carburant.

La consommation des turboréacteurs normaux est d'environ 0,kg 8 à 1 kg de carburant par kilogramme de poussée et par heure au point fixe. (Pour un turboréacteur à double flux elle peut descendre à 0 kg 6 et même moins)

7) Graissage

Les principales qualités que doit posséder une huile pour turbo-réacteur sont :

- haut pouvoir lubrifiant dans une très large gamme de température (- 50 degrés à plus de 200 degrés C) car le réacteur comprend des parties froides et des parties chaudes
- faible volatilité à température élevée
- faible viscosité aux basses températures
- non corrosivité vis à vis des métaux utilisés
- résistance à l'oxydation à haute température

L'huile minérale ne peut pas convenir, on utilise des huiles synthétiques.

Le circuit de graissage est généralement simple car il n'y a que les paliers et les engrennages pour l'entraînement des accessoires à graisser. Il comprend une ou plusieurs pompes qui aspirent l'huile dans un réservoir et l'envoie sous pression après un filtre dans des canalisations qui mènent aux paliers et engrenages. La pression de l'huile doit être légèrement supérieure à la pression de l'air à la sortie du compresseur. Des pompes de vidanges refoule le lubrifiant vers un dégazeur puis vers le réservoir après avoir passé éventuellement dans un échangeur de chaleur pour être refroidi.

8) Entraînement des accessoires

Les accessoires comprennent deux groupes :

- Ceux nécessaires au moteur : pompes à carburant, pompes à huile, régulateur etc...
- ceux nécessaires aux servitudes de l'avion : pompes de train d'atterrissage et de volets, génératrices électriques etc...

La puissance nécessaire pour leur entraînement est prise sur l'arbre du compresseur par l'intermédiaire d'engrenages et d'un arbre de renvoi près d'un des paliers autres que le palier de turbine qui est trop chaud.

9) Démarreur

Pour la mise en route il faut que le compresseur tourne à une vitesse suffisante pour obtenir dans la chambre de combustion une flamme stable, l'allumage étant d'autre part assuré par le dispositif dont nous avons parlé. Il faut donc un démarreur.

On emploie généralement des moteurs électriques . Pour les avions militaires on cherche à réduire au minimum le temps de démarrage, il faudrait un moteur électrique puissant et donc lourd, aussi utilise-t-on des démarreurs à cartouche ou à air comprimé (le gaz ou l'air actionne une petite turbine qui tourne à grande vitesse)

10) Matériaux utilisés pour la construction

Il faut construire léger mais il faut aussi que certaines pièces résistent à des efforts mécaniques élevés ou à des températures élevées.

Du point de vue température on considère dans un turboréacteur une partie froide (aspiration et compression) et une partie chaude (combustion détente et éjection).

Les pièces mobiles tournant à des vitesses élevées sont soumises à de grands efforts centrifuges et dans le cas de la turbine elles sont de plus portées à des températures élevées.

a) Alliages légers

A base de magnésium ou d'aluminium sont utilisés pour les parties froides.

b) Alliages réfractaires

Les plus employés sont les " NIMONIC ". On les utilise pour les pièces soumises aux températures élevées des parties chaudes comme les aubes de turbine par exemple.

c) Titane et ses alliages

On a déjà indiqués leurs avantages, on les utilise de plus en plus.

d) Aciers spéciaux

Pour les pièces supportant des efforts importants (arbres, pignons, axes, boulonnerie etc....)

Le poids unitaire des tuboréacteurs varie autour de 0kg,2 par kilogramme de poussée.

11) Rendement global et poussée d'un turboréacteurs

Le rendement global est le rapport de l'énergie développée en vol à l'énergie libérée par le combustible. Il est d'environ 22 % au lieu de 27 à 30 % pour les moteurs à pistons.

Les effets de l'altitude sont contradictoires. D'une part l'air étant moins dense l'avion vole plus vite, du fait de l'effet de bélier le rendement du compresseur et par suite le rendement global est amélioré . D'autre part l'air étant moins dense et la température plus faible la détente des gaz est améliorée donc aussi le rendement global. Par contre l'air étant moins dense le débit - massique diminue et la puissance fournie au compresseur décroît. En fait les effets défavorables prédominent abaissant progressivement le rendement global jusqu'au plafond de l'avion.

Un moteur à pistons est complètement caractérisé par sa puissance qui ne dépend que de son régime et de la pression d'admission. Quelle que soit la vitesse de l'avion la puissance reste la même, seule la poussée de l'hélice (traction) varie ($T \times V = C^{te}$ en admettant un rendement d'hélice constant). Par contre pour un turboréacteur à régime et altitude constante la poussée ne varie que très peu avec la vitesse si bien que la puissance utile varie considérablement suivant la vitesse de l'avion et ne caractérise plus rien.

$$\underset{CV}{W_u} = \frac{\text{Poussée en Kgs} \times V \text{ en m/s}}{75}$$

On voit qu'un kilogramme de poussée équivaut à une puissance nulle lorsque l'avion est arrêté au sol, à 2 CV lorsque la vitesse de cet avion est de 540 Km/H et à 3 CV lorsqu'elle est de 810 Km/H.

Un turboréacteur est donc caractérisé par sa poussée

Les constructeurs fournissent un diagramme indiquant la poussée maximum et la consommation spécifique à différentes altitudes et aux différentes vitesses de vol (avec ou sans post-combustion éventuellement) (figure 111) (1)

La poussée des turboréacteurs s'est beaucoup accrue ces dernières années. Des réacteurs de 10.000 Kilos de poussée sont courants et il existe des réacteurs de 15 - 16.000 Kgs. On a pu voir au Salon de l'Aéronautique 1965 un prototype U. S. A. de 50.000 livres soit 22.500 Kgs de poussée.

(1) Si l'humidité n'a pas pratiquement d'influence sur la poussée par contre la température en a une très grande. (La poussée diminue de 0,5 à 0,7% par degré centigrade au-dessus de la température standard).

12) Instruments de contrôle

Les deux points importants à contrôler sont la vitesse de rotation du rotor et la température de tuyère (cette dernière est limitée supérieurement à cause des avaries qui pourraient se produire)

La vitesse de rotation du rotor est indiquée par un tachymètre électrique.

La température de la tuyère est mesurée au moyen d'un ou plusieurs thermo couples.

En plus de ces instruments fondamentaux on trouve :

- un manomètre indiquant la pression du carburant
- un manomètre et un thermomètre pour le circuit de graissage.

13) Avantages des turboréacteurs sur les moteurs à pistons

Les turboréacteurs sont plus simples que les moteurs à pistons d'où pannes moins nombreuses et entretien plus facile.

Le problème de la carburation n'existe pas.

Les dispositifs d'allumage statiques ont un avantage du point de vue robustesse sur les magnétos.

CHAPITRE IV

MOTEURS A REACTIONS AUTRES QUE LE TURBOREACTEUR

1) Turbopropulseur et turbomoteur

Les turbopropulseurs peuvent être considérés comme des moteurs de transitions entre les moteurs à pistons et les turboréacteurs.

La majeure partie de l'énergie des gaz à la sortie de la chambre de combustion est utilisée pour actionner une hélice en plus du compresseur, les gaz qui s'échappent par la tuyère ne donnent qu'une poussée résiduelle (figure 112)

Le compresseur peut-être :

- axial simple ou à double corps
- centrifuge simple ou en série (réservé pour les faibles puissances)
- combiné (compresseure axial suivi d'un compresseur centrifuge) système repris actuellement

On peut utiliser des turbines séparées pour entraîner le compresseur et l'hélice ce qui permet un meilleur rendement, la vitesse de rotation du compresseur n'étant pas influencé par les variations de la vitesse de l'hélice.

De toute façon il faut un réducteur entre la turbine qui tourne à plus de 10.000 t/m et l'hélice qui ne doit guère dépasser 2.000 t/m .

Pour avoir une faible consommation spécifique les rapports de compression doivent être élevés.

En dehors du réducteur et de l'hélice, les turbopropulseurs comportent les mêmes éléments que les turboréacteurs.

La puissance totale ou puissance équivalente d'un turbopropulseur est la somme de la puissance sur l'arbre et du produit de la poussée résiduelle par la vitesse de l'avion.

La puissance des turbopropulseurs s'échelonne de 250 à 15.000 chevaux. Le poids unitaire varie de 0 kg,15 à 0kg,25 au cheval soit moins de 50% de celui des moteurs à pistons et la consommation de 0 kg,2 à 0 kg,3 au cheval/heure. Les turbopropulseurs sont très sensibles aux variations de température, une augmentation de celle-ci diminue la puissance et augmente la consommation spécifique.

Le turbomoteur est semblable au turbopropulseur mais l'arbre entraîne autre chose qu'une hélice (rotor d'hélicoptère, roues d'automobiles ou toute autre machine).

2) Statoréacteur

Le premier statoréacteur date de 1913 (inventé par le français René LORIN) mais l'expérimentation en vrai grandeur n'a vraiment été faite qu'après la dernière guerre.

Le principe est le suivant :

Si le moteur se déplace avec une vitesse suffisante l'énergie cinétique de l'air à l'entrée peut remplacer un compresseur. La pression dans le collecteur dépend de la vitesse d'entrée de l'air et de la forme de celui-ci, elle augmente rapidement avec la vitesse. D'autre part la détente des gaz brulés sera d'autant plus grande que la pression de l'air à l'entrée sera grande.

Le statoréacteur est technologiquement le plus simple des moteurs à réaction, il ne comporte aucune pièce en mouvement, mais présente le grand inconvénient de ne pas pouvoir fonctionner au point fixe (ne permet donc pas le décollage)

Il comprend : (figure 113)

- un collecteur (pour diminuer la vitesse et augmenter la pression de l'air)
- une chambre de combustion avec injecteurs et accroche flamme.
- une tuyère d'éjection

Les forces de pression qui s'exercent sur toutes les parois du statoréacteur admettent une résultante dirigée selon l'axe qui constitue la poussée.

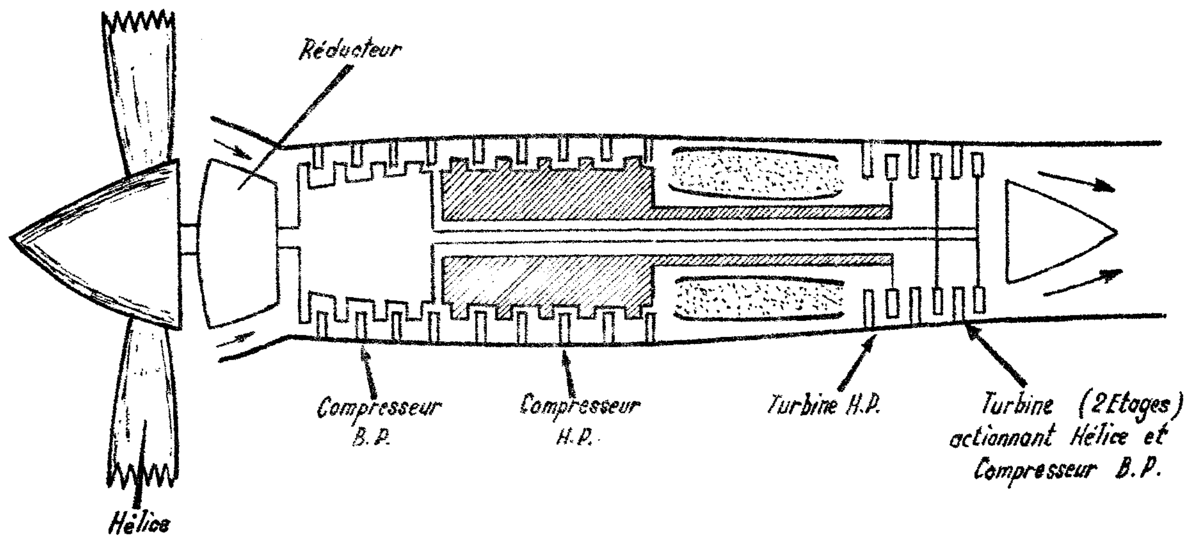
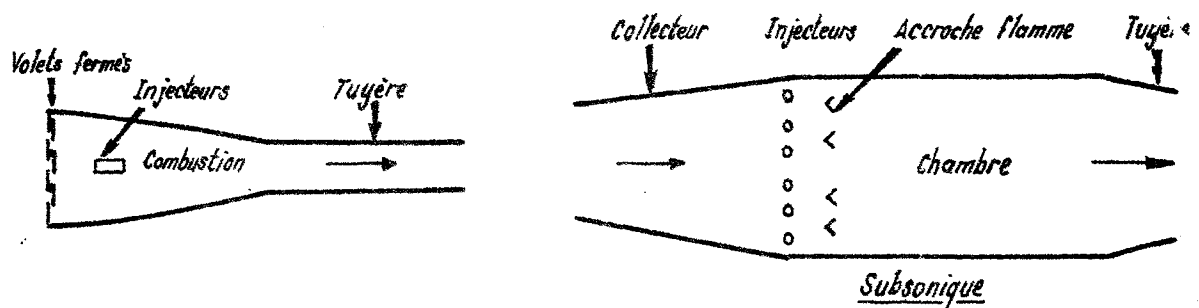


Fig. 112 - SCHEMA D'UN TURBOPROPULSEUR



Volets ouverts (Entrée d'air)

Fig. 114 - SCHEMA D'UN PULSOREACTEUR

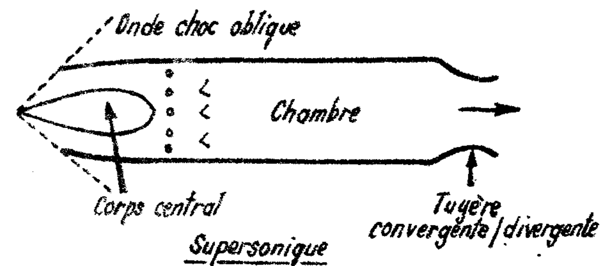


Fig. 113 - SCHEMAS DE STATOREACTEUR

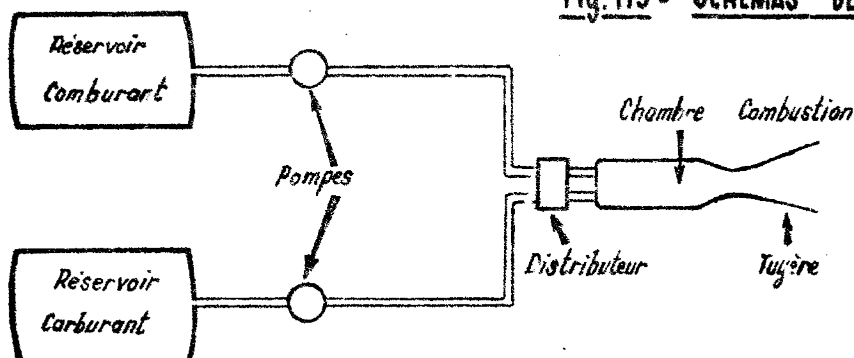
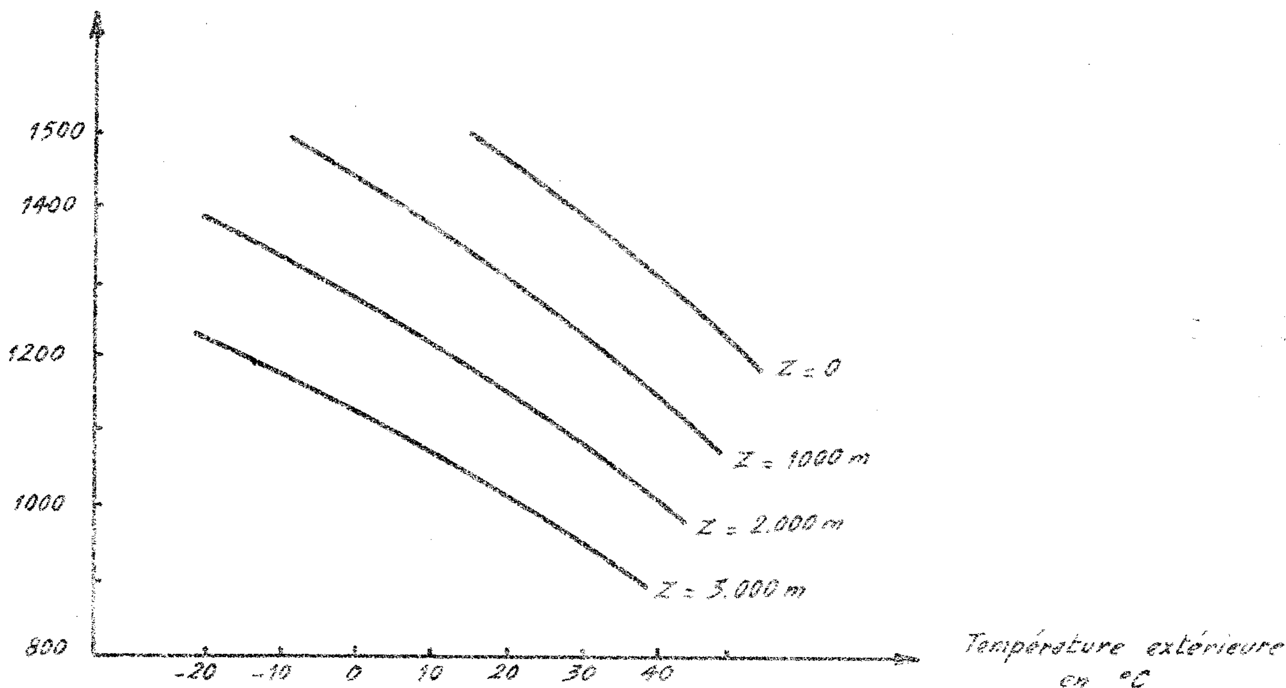
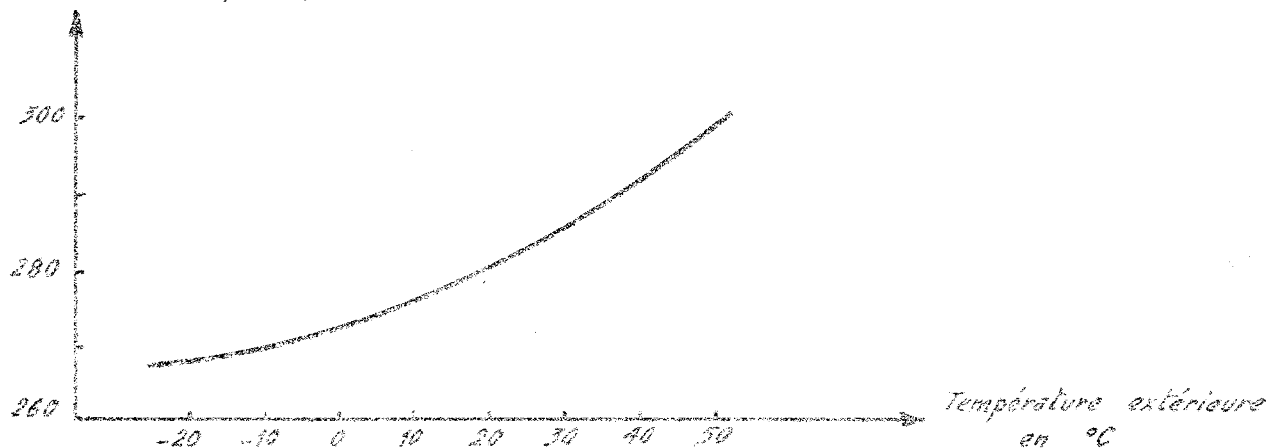


Fig. 115 - SCHEMA DE PRINCIPE D'UNE FUSEE A DIERGOL



VARIATION DE LA PUISSANCE D'UN TURBOPROPULSEUR AVEC LA TEMPERATURE EXTERIEURE A DIFFERENTES ALTITUDES



INFLUENCE DE LA TEMPERATURE EXTERIEURE SUR LA CONSOMMATION SPECIFIQUE D'UN TURBO-PROPULSEUR

Suivant que le statoréacteur doit fonctionner aux vitesses subsoniques ou aux vitesses supersoniques la forme du collecteur et de la tuyère seront différentes. En subsonique collecteur divergent et tuyère convergente, en supersonique collecteur divergent avec un corps central conique pour produire une onde de choc oblique suivie d'une onde normale, tuyère convergente-divergente.

Le rendement du statoréacteur croît avec la pression d'entrée de l'air et donc avec la vitesse de déplacement. La consommation spécifique qui est très importante au dessous de Mach 1 serait de 2 kg,5 à 3 kg à Mach 2 ou 3.

La poussée et la puissance d'un statoréacteur augmentent avec la vitesse (P et V varient simultanément dans le même sens) aussi pour caractériser un statoréacteur se sert-on d'un coefficient de poussée qui varie peu avec la vitesse $K = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$ S étant la surface du maître-couple du réacteur.

Le statoréacteur serait donc intéressant pour des vitesses élevées, mais certains problèmes thermiques et constructifs empêchent encore d'envisager des vitesses de l'ordre de 4.000 km/H

Le grand avantage du statoréacteur est son très faible poids et aussi de ne pas avoir de turbine qui obligerait à limiter la température de combustion.

Un tel moteur n'ayant pas d'organes mobiles on est obligé d'avoir une autre source d'énergie pour entraîner la pompe à carburant et les servitudes; pour les avions on dispose généralement d'un turboréacteur. L'allumage se fait par veilleuses qu'il est même souvent nécessaire de maintenir allumées pendant le vol.

Remarque :

Lorsque la post-combustion est allumée le canal d'éjection d'un turboréacteur doté de ce dispositif se comporte comme un statoréacteur

Des avions à statoréacteur conçus par l'ingénieur français René LEDUC ont été expérimentés. Les premiers étaient largués d'un avion porteur à une certaine vitesse, les autres décollaient et atteignaient la vitesse minimum nécessaire à l'aide de turboréacteurs auxiliaires.

Actuellement les statoréacteurs ne sont utilisés que comme propulseur d'appoint pour accroître la vitesse en cas de besoin et pour la propulsion d'engins spéciaux dont le départ est assuré par un autre moyen.

3) Pulsoréacteur (figure 114)

Il a été utilisé par les Allemands à la fin de la dernière guerre pour équiper les bombes volantes V 1

A l'entrée du pulsoréacteur un obsturateur comprend des volets qui ne peuvent s'ouvrir que vers l'arrière. Derrière cet obsturateur on trouve une chambre de combustion avec injecteurs et bougie d'allumage suivie d'une tuyère d'éjection. L'élévation de pression au moment de la combustion produit la fermeture des volets puis en fin d'échappement les gaz produisent une dépression vers l'avant provoquant l'ouverture des volets, de l'air rentre et le cycle recommence.

En fonctionnement l'allumage se fait par contact avec la paroi chaude de la chambre. En vol la pénétration de l'air est accrue par le déplacement de l'appareil.

L'avantage du pulsoréacteur sur le statoréacteur est de donner une poussée au point fixe, mais il présente les inconvénients suivants : mauvaise tenue des volets, vitesse de vol limitée par suite du battement pas assez rapide des volets, consommation élevée.

Bien qu'on ait cherché à améliorer le pulsoréacteur notamment en ne faisant plus appel à des volets mobiles, ce genre de réacteur de poussée faible n'est utilisé que pour le lancement des planeurs et la propulsion d'avions cibles.

4) Fusée

Les origines de la fusée sont très anciennes et les premières fusées ont certainement été construites par les orientaux.

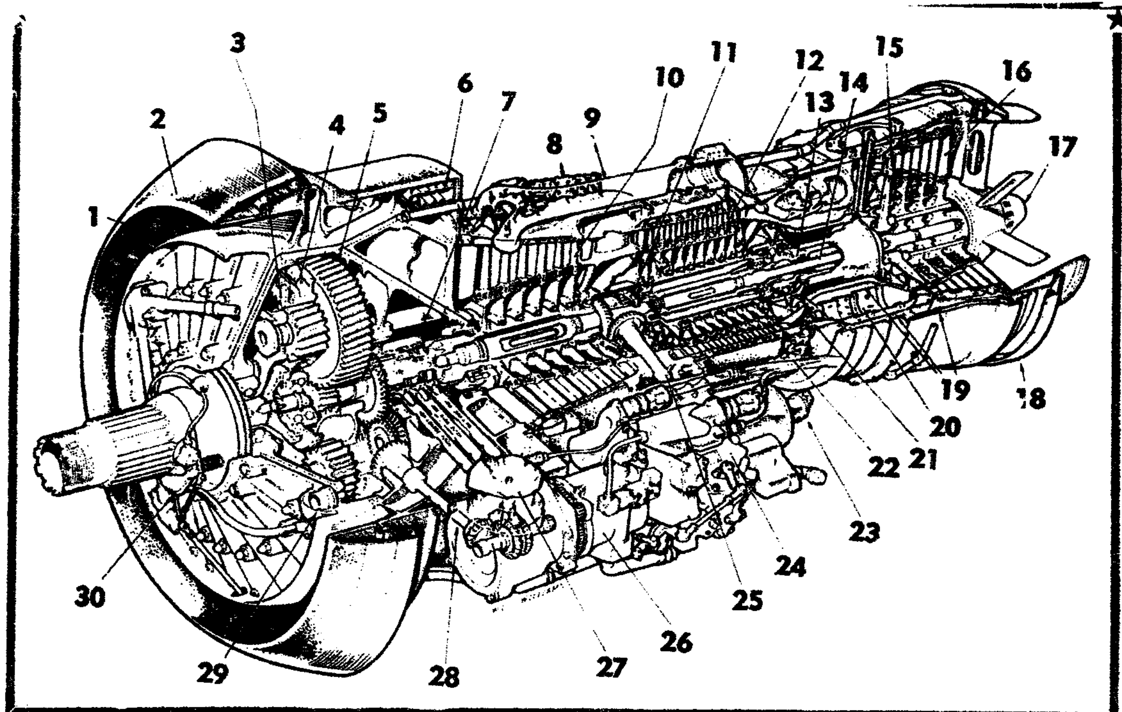
Les plus simples sont les fusées à poudre mais leur temps de fonctionnement est limite et la combustion y est incontrolable, aussi emploie-t-on surtout des fusées à liquide.

Nous avons dit que la fusée emmenait non seulement le combustible mais aussi le comburant (qui fournit l'oxygène nécessaire à la combustion). Lorsque le combustible et le comburant proviennent d'un même produit on appelle ce dernier " monergol ". Lorsque l'énergie est fournie par la réaction de deux liquides différents on a un " diergol"; L'amorçage de la réaction se produit soit par contact soit par allumage.

Les monergols les plus employés sont solides (poudres constituées de nitro cellulose et de nitro glycérine). Parmis les monergols liquides citons l'eau oxygénée.

- TURBOPROPULSEUR -

(Rolls Royce "Tyne 20")



Dessin écorché du « Tyne ». 1 - Entrée d'air. 2 - Dégivrage électrique d'entrée d'air. 3 - Couronne annulaire fixe de réducteur. 4 - Cylindre de couple positif. 5 - Réducteur épicyclique. 6 - Réservoir d'huile annulaire intégral. 7 - Transfert d'huile de commande de pas d'hélice. 8 - Valve de purge de compresseur. 9 - Vannes d'entrée d'air de dégivrage. 10 - Compresseur BP à six étages. 11 - Prise de mouvement (pompes à huile et carburant starter/générateur). 12 - Compresseur HP à neuf étages. 13 - Arbre HP. 15 - Turbine HP monoétage. 16 - Turbine BP à trois étages. 17 - Cône de tuyère. 18 - Cloison pare-feu. 19 - Carter de protection thermique. 20 - Tube à flamme. 21 - Injecteur. 22 - Commande de brûleur. 23 - Arbre de relais d'accessoires. 24 - Contrôle d'arbre BP. 25 - Entrainement sur arbre BP pour accessoires. 26 - Boitier de commande d'hélice. 27 - Alternateur de synchronisation d'hélice. 28 - Arbre de commande d'hélice. 29 - Maître-cylindre de couple. 30 - Mécanisme du circuit de retour d'huile.

En ce qui concerne les diergols, les combustibles utilisés sont nombreux (alcool, pétrole, méthanol etc...), les comburants étant soit l'eau oxygénée, soit l'oxygène liquide, soit l'acide azotique (ou nitrique).

Il y a intérêt pour diminuer le volume et le poids des réservoirs à utiliser des produits de forte densité.

Le comburant et le carburant sont amenés à la chambre de combustion soit sous la pression d'un gaz qui agit dans les réservoirs soit par des pompes, dans ce cas les pompes sont actionnées par un générateur de gaz qui actionne une turbine. La chambre de combustion est prolongée par une tuyère d'éjection (figure 115. La chambre de combustion est l'élément le plus fragile de la fusée car la température et la pression y sont très fortes; lorsque le fonctionnement de la fusée doit dépasser un certain temps il est nécessaire de refroidir la chambre.

La consommation spécifique des fusées est élevée, de l'ordre de 18 kg par kilog de poussée et par heure, par contre et c'est là un des avantages le poids spécifique est faible 0 kg,02 à 0 kg,1 par Kg de poussée.

On est arrivé à obtenir des poussées très élevées avec des fusées (plus de 100.000 Kgs) et on groupe plusieurs fusées pour obtenir des poussées plus importantes nécessaire au lancement d'engins spatiaux.

Les fusées se sont beaucoup développées depuis la dernière guerre (le V2 allemand fonctionnait par fusée) on les utilise :

- pour des engins de guerre (guidés ou non)
- pour l'assistance des avions au décollage afin de diminuer la distance de roulement.
- en astronautique (la poussée nécessaire décroît au fur et à mesure que l'engin s'éloigne de la terre, d'abord par suite de la diminution de la résistance aérodynamique puis par suite de la diminution de la force de pesanteur. On utilise des fusées à plusieurs étages ce qui permet d'alléger la fusée au cours de sa trajectoire de départ.

— CARACTERISTIQUES DE QUELQUES MOTEURS —

1) Moteurs à Pistons

MARQUE	PUISSANCE MAX.	VITESSE ROTATION MAX.	NOMBRE CYLINDRES	CYLINDREE	TAUX COMPRESSION	POIDS AU C.V.	
Continental A 65-8F	65 cv	2.300 t/m	4 Horizontaux	2,8 l	6,3	1,2 Kg	
Potez 4 D 30	240 cv	2.550 t/m	4 en Ligne	5,85 l	7	0,76 Kg	
Pratt & Whitney R.2800 CB 17	2500 cv	2.800 t/m	18 double étoile	45,9 l		0,43 Kg	Injection eau
Wright TC 18 turbo EA 5	3400 cv	2.900 t/m	18 double étoile	54,5 l	6,7	0,5 Kg	

2) Turboréacteurs

MARQUE	POUSSEE MAX.	VITESSE ROTATION MAX.	RAPPORT COMPRESSION	POIDS UNITAIRE	CONSOMMATION SPECIFIQUE	
Rolls - Royce Avon RA - 29/6	5.770 Kg	8000 t/m	10	0,27 Kg	0,8 Kg	Compresseur axial 17 étages chambre annulaire Turbine 3 Etages (Monté sur Caravelle VI)
Pratt & Whitney JT 3C-6	6.124 Kg	8200 t/m	13	0,31 Kg	0,9 Kg	Compresseur axial double corps 16 Etages - Injection eau (Monté sur certains Boeing 707 & DC8).
SNECMA ATAR 9K	4700 Kg sec 6700 Kg P.C.	8400 t/m	6,1	0,21 Kg	0,95 sec. 2 Kg avec P.C.	Post-combustion (Monté sur Mirage IV)
Rolls - Royce Conway R.C.43	9.900 Kg	10.170 t/m	15,8	0,24 Kg	0,6 Kg	Compresseur double corps 16 Etages - Chambre annulaire - Double flux (sera monté sur Super V.C.10)

3) Turbopropulseurs

MARQUE	PUISSANCE EQUIVALENTE DECOLLAGE	VITESSE ROTATION MAX.	RAPPORT COMPRESSION	POIDS UNITAIRE	CONSOMMATION SPECIFIQUE	
Turboméca Astazou	360cv	40.000 t/m	5	0,3 Kg	0,3 Kg	1 Compresseur axial d'un Etage suivit d'un compresseur centrifuge chambre annulaire
Turboméca Bastan VI	1000 cv	33.500 t/m	5,5	0,21 Kg	0,26 Kg	1 Compresseur axial d'un Etage suivit d'un compre-sseur centrifuge chambre annulaire. (Monté sur Nord 262)
Rolls-Royce Dart RD 12	3.245cv	15.000 t/m	5,75	0,19 Kg	0,25 Kg	2 Compresseurs Centrifuges injection eau Méthanol 7 Chambres séparées.
Rolls-Royce Tyne 20	6.200cv	15.250 t/m	13,6	0,18 Kg	0,2 Kg	Compresseur double Corps 15 Etages. Chambre annulaire (monté sur Bréguet Atlantic & Transall).
KUZNETSOV NK-12 M	12.700cv	8.250 t/m	9,5	0,18 Kg	0,26 Kg	

4) Fusées

MARQUE	POUSSEE	PROPERGOL	POIDS SPECIFIQUE	CONSOMMATION	
S.E.P.R. 66	1500 Kg	Acide nitrique + Furaline	0 Kg 104	5,35 Kg/tonne/Sec	Moteur auxiliaire Mirage III
Aérojet général LR 63	2.860 Kg	Acide nitrique + Kérosène			Moteur Auxiliaire F84
Rolls-Royce RZ2	62.125 Kg	Oxygène liquide + Kérosène	0 Kg 011	4,54 Kg/tonne/sec	
Aérojet général LR 87	136.000 Kg	Oxygène liquide + Kérosène			2 chambres combustion (1er Etage Titan I)

QUATRIEME PARTIE

LES PRINCIPAUX INSTRUMENTS DE BORD

CHAPITRE I

INSTRUMENTS SE REFERANT A DES MESURES DE PRESSION

1) Altimètre

Instrument qui sert à mesurer la distance verticale qui sépare l'avion d'un niveau de référence.

a) Principe

On déduit l'altitude en mesurant la pression atmosphérique au niveau de l'avion.

b) Description

L'altimètre comprend un boitier étanche relié à l'extérieur, il est soumis à la pression statique P_0 . A l'intérieur de ce boîtier plusieurs capsules de Vidi superposées se déforment et font tourner par l'intermédiaire de leviers et d'engrenages une ou plusieurs aiguilles devant un cadran gradué.

Chaque capsule est constituée de deux flasques métalliques ondulées de très faible épaisseur (1 à 2/10 de millimètre) à l'intérieur desquelles règne un vide plus ou moins poussé. Un ressort s'oppose à l'écrasement . La pression atmosphérique agit sur l'extérieur des capsules, plus elle est forte plus les capsules s'aplatissent et inversement.

c) Influence de la température

Les variations de température provoquent une dilatation des capsules et une modification du coefficient d'élasticité. Pour remédier à cet inconvénient on laisse une pression résiduelle à l'intérieur des capsules et on adapte un bilames qui sert de système correcteur.

d) Hystérésis des capsules

Au cours des changements d'altitudes les capsules ne reprennent pas exactement la même déformation pour une même valeur de la pression statique, il en résulte que l'altitude indiquée n'est pas la même alors qu'elle devrait être (erreur peut atteindre jusqu'à 30 mètres)

Le mécanisme donne une très grande amplification , les graduations du cadran sont équidistantes, les indications sont conformes à l'atmosphère type et non à l'atmosphère réel

Un mécanisme permet de modifier la pression de référence (voir Cours Circulation Aérienne, calage altimètrique).

Les altimètres comportent : (figure 116)

- soit une aiguille qui fait un tour pour 1.000 mètres ou 1.000 pieds et une fenêtre où apparaît le nombre de milliers de mètres ou de pieds.
- soit plusieurs aiguilles co-axiales, la grande aiguille faisant un tour pour 1.000 pieds, l'aiguille moyenne un tour pour 10.000 pieds et une petite aiguille qui ferait un tour pour 100.000 pieds.

2) Anémomètre

Instrument qui sert à déterminer la vitesse propre de l'avion.

a) Principe

Une capsule manométrique est soumise à l'extérieur à la pression statique $P_s = P_0$ et à l'intérieur à la pression totale $P_t = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2$.

La déformation de la capsule est proportionnelle à $P_t - P_s = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 - P_0 = \frac{1}{2} \rho V_0^2$

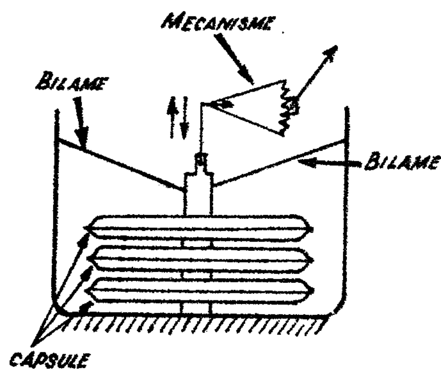
donc proportionnelle à la vitesse. $\frac{1}{2} \rho V_0^2$ s'appelle pression dynamique.

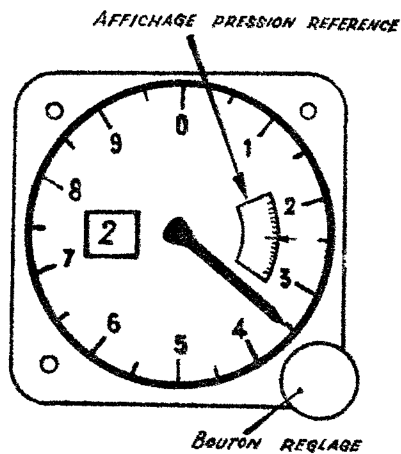
b) Description

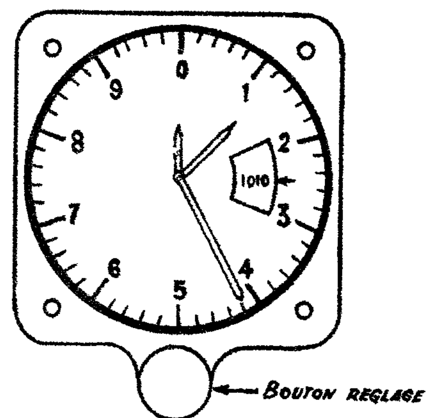
L'anémomètre comprend : (figure 117)

- une antenne anémomètrique
- une canalisation
- un ou plusieurs récepteurs fixés au tableau de bord

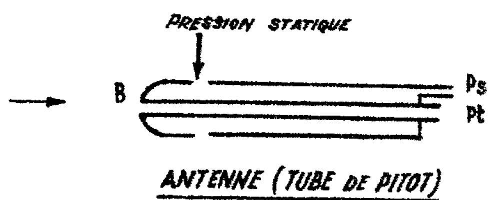
L'antenne peut être un tube de Pitot il permet de prélever la pression statique P_0 et la pression totale P_t . En effet en B la vitesse est nulle et d'après le théorème de Bernouilli $P = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2$.

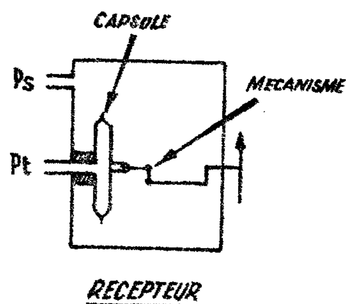


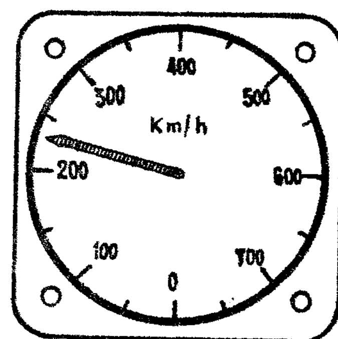




– Fig. 116 – ALTIMETRE –







– Fig. 117 – ANEMOMETRE –

On peut aussi utiliser une antenne totale associée à une statique de fuselage. La pression statique n'est pas prélevée sur l'antenne mais à un endroit du revêtement du fuselage.

Les antennes sont munies de résistances électriques chauffantes pour l'antigivrage.

L'emplacement de l'antenne sur l'avion à une grande importance pour que les indications soient correctes à toutes les incidences . Il faudra notamment éviter les zones de sillage ou de décollement.

Une canalisation relie l'antenne anémométrique et éventuellement la prise statique de fuselage aux récepteurs.

Chaque récepteur comprend un boîtier étanche contenant la capsule manomètrique et un mécanisme comportant une aiguille se déplaçant devant un cadran gradué en vitesse (Km/H ou miles terrestre/H ou noeuds)

c) Correction à apporter

- Correction d'antenne

Malgré le choix d'un bon emplacement de l'antenne il existe une erreur dans la mesure des pressions statiques et totale. On multiplie la vitesse indiquée par un coefficient dit "d'antenne " k . $V_c = k\, V_i$.

- Correction de compressibilité

Au dessus de 250-300 Km/H, les effets de la compressibilité de l'air modifient les indications de l'anémomètre. Il faut donc faire une correction.

- Correction de densité

Nous avons vu que la déformation de la capsule était proportionnelle à ρV_0^2 or la valeur de ρ varie avec l'altitude et l'appareil est étalonné en atmosphère type au sol; pour une même valeur du produit ρV_0^2 , donc une même indication de l'anémomètre, la vitesse sera plus grande en altitude qu'au sol. Il faudra donc faire une correction pour tenir compte de la densité de l'air à l'altitude du vol.

Les computeurs ou des abaques permettent d'effectuer les corrections de compressibilité et de densité . La correction d'antenne est affichée au poste de pilotage.

3) Machmètre

Il existe une relation entre le nombre de Mach et le rapport $\frac{P_t - P_s}{P_s}$

Principe : Une capsule anémomètrique est soumise à la pression différentielle $P_t - P_s$ et une capsule barométrique à la pression statique P_s . Le rapport est réalisé mécaniquement.

Un schéma de principe est représenté figure 118 .On voit que l'indication de l'aiguille dépendra de $P_t - P_s$ et aussi de P_s , la déformation de la capsule barométrique faisant varier la longueur du bras de levier A B .

Il existe des anémomètres-machmètres qui indiquent le nombre de Mach et la vitesse anémométrique sur un même cadran

4) Variomètre

Le variomètre indique la vitesse verticale de montée ou de descente de l'avion.

a) Principe :

Toute variation d'altitude s'accompagne d'une variation de la pression atmosphérique.

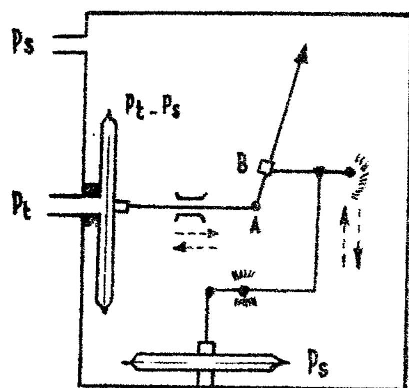
L'intérieur d'une capsule manométrique est en relation avec l'air extérieur par un tube capillaire, il en résulte que toute variation de pression extérieure ne se transmet à l'intérieur de la capsule qu'avec un certain retard, d'où déformation de la capsule qui se maintient pendant la variation de pression, déformation d'autant plus importante que la variation de pression est plus grande donc que la vitesse verticale de l'avion est plus grande. Lorsque l'avion cesse de monter ou de descendre les pressions à l'extérieur et à l'intérieur de la capsule s'égalisent au bout d'un court instant grâce au tube capillaire.

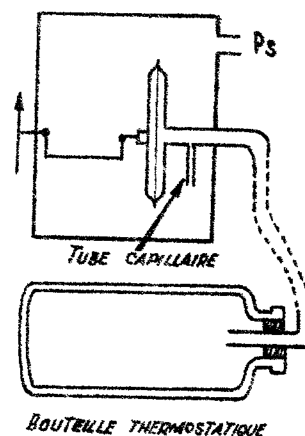
b) Description (figure 119)

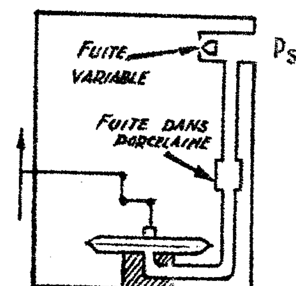
- Variomètre à bouteille

Il a été longtemps utilisé et l'est encore.

La capsule ayant un faible volume on la relie à une bouteille isolée thermiquement pour éviter des variations de pression dues aux variations de la température (vase de Dewar) . La pression statique règne dans le boîtier. Un mécanisme actionne une aiguille qui indique sur un cadran la vitesse verticale de montée ou de descente en mètres/seconde ou en pieds/minute .

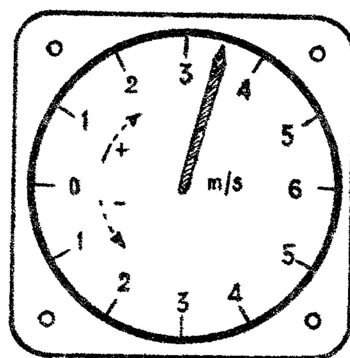






– Fig. 118 – PRINCIPE DU MACHMETRE –

PRINCIPE DU VARIOMETRE



– Fig. 119 – VARIOMETRE –

- Variomètre moderne

C'est le boîtier qui fait office de bouteille et c'est l'intérieur de la capsule qui est soumise à la pression statique.

Les variomètres présentent une certaine inertie d'où un retard dans leurs indications.

CHAPITRE II

LE COMPAS MAGNETIQUE

Instrument qui permet de connaître l'orientation de l'avion par rapport au nord magnétique. Il est basé sur le même principe que la boussole.

Connaissant la valeur de la déclinaison (angle de la direction du nord géographique avec la direction du nord magnétique) au lieu considéré on en déduira l'orientation vraie de l'aéronef (voir cours navigation)

a) Description :

Un compas magnétique comporte :

- des barreaux aimantés de moment magnétique élevé fixés à une rose graduée en dizaines de degré et à un flotteur (pour réduire les frottements au pivot)
- un pivot
- un bol étanche contenant l'équipage mobile et rempli d'un liquide amortisseur incongelable aux basses températures . Une ligne de référence qui doit être parallèle à l'axe de l'avion sert pour la lecture.
- un boîtier portant le bol et comportant le dispositif de compensation.

b) Dispositif de compensation

Le champ magnétique à bord d'un avion sera différent du champ magnétique terrestre à cause de la présence de masses métalliques et de l'existence de courants électriques. On considère que les champs perturbateurs proviennent de l'action des fers durs et des fers doux, certains champs sont constants d'autres varient suivant l'orientation de l'avion.

On place dans le boîtier du compas un dispositif de compensation constitué par des petits aimants qu'on peut convenablement caler ou orienter de façon à essayer d'annuler l'action des champs perturbateurs.

Pour effectuer la compensation on place l'avion sur une aire éloignée de masses métalliques importantes. On se sert d'un compas de relèvement pour repérer la direction de l'aéronef. On oriente alors l'avion aux caps cardinaux et intercardinaux et à chaque position on agit sur le système de compensation.

Il existera malgré tout des écarts à différents caps (déviation) ils sont notés et permettront de tracer une courbe de déviation qui sera affichée à côté du compas. Pour connaître le cap magnétique il faudra ajouter à l'indication du compas la valeur de la déviation correspondant au cap lu.

CHAPITRE III

INSTRUMENT UTILISANT LES PROPRIETES DU GYROSCOPE

Un gyroscope est constitué d'une toupie ou rotor qui tourne à grande vitesse autour de son axe. Dans les instruments de bord l'entraînement des gyroscopes est soit pneumatique soit électrique.

L'entraînement pneumatique est réalisé par un jet d'air qui frappe des aubages situées à la périphérie du rotor. Généralement le boîtier est mis en dépression par une pompe à vide et c'est l'air extérieur qui frappe les aubages.

Lorsque l'entraînement est électrique le rotor du gyroscope constitue le rotor d'un moteur électrique. Si le courant est continu il y a des balais qui sont la source de parasite, aussi préfère-t-on le courant alternatif qui permet en outre des vitesses de rotation plus élevées, de l'ordre de 20.000 tours/minute.

Un gyroscope est dit à 3 degrés de liberté lorsque son axe peut prendre n'importe qu'elle direction dans l'espace. Il est dit à 2 degrés de liberté lorsque celui-ci ne peut se déplacer que dans un plan passant par son centre de gravité.

I) Propriétés du mouvement gyroscopique

a) Inertie :

Un corps animé d'un mouvement de rotation acquiert un supplément d'inertie d'autant plus considérable que sa vitesse de rotation est grande.

L'inertie d'un corps en rotation est caractérisé par le moment cinétique : $I \times \omega$ I : moment d'inertie

ω : vitesse angulaire de rotation

Un corps qui présente une grande inertie reste insensible à des perturbations de courte durée.

b) Fixité dans l'espace

En conséquence de sa grande inertie un gyroscope ne participe pas au mouvement de la rotation terrestre et conserve une direction fixe dans l'espace.

c) Précession

Si on applique un couple qui tend à modifier la position d'un gyroscope on constate qu'il pivote autour de son centre de gravité pour faire coïncider par le chemin le plus court son axe de rotation avec l'axe du couple appliqué (figure 120)

Le couple développé par le gyroscope est :

$$C = I \omega \Omega \sin \theta$$

Ω rotation appliquée

θ angle de ω et Ω

Ce couple est donc nul

- si le gyroscope est animé d'un mouvement de translation
- si les axes des deux rotations coïncident ($\theta = 0$)

2) Indicateur de virage

Instrument qui indique le changement de direction de l'avion ainsi que l'importance de la vitesse angulaire de virage.

Principe et description

Un gyroscope à axe horizontal est porté par un cadre qui peut tourner autour d'un axe horizontal parallèle à l'axe de tangage (fig. 121).

Lorsque l'avion vire le gyro est soumis à la même rotation que l'avion et tend à précessionner faisant tourner le cadre jusqu'à ce que le couple de rappel du ressort soit égal au couple développé par le gyroscope. Plus la vitesse de rotation de virage est grande plus le déplacement angulaire du cadre sera important. Une aiguille actionnée par le cadre et se déplaçant devant un cadran indique le sens du virage (à droite ou à gauche) et son importance.

L'indicateur de virage est toujours associé à un niveau transversal (bille mobile dans un tube de verre incurvé rempli d'un liquide incongelable aux températures d'utilisation (par exemple toluène) et qui joue le rôle d'amortisseur. La bille est soumise à la force de pesanteur et à la force centrifuge, elle indique la direction de la résultante de ces deux forces. Dans un virage correct la bille doit rester au milieu.

3) Horizon artificiel

Instrument qui permet au pilote, par mauvaise visibilité, de maintenir son appareil dans une position donnée par rapport au plan horizontal.

a) Principe :

La pente longitudinale et l'inclinaison de l'avion sont indiquées à partir de la verticale du lieu. On couple un gyroscope à 3 degrés de liberté avec un pendule dont la position moyenne est la verticale vraie.

b) Description et fonctionnement

Le rotor du gyroscope a son axe de rotation vertical. On voit (figure 122) que si l'avion est animé d'une vitesse de rotation de roulis (inclinaison latérale) le gyroscope va précessionner faisant tourner le cadre A autour de y y' dans un sens ou dans l'autre suivant le sens de l'inclinaison. De même si l'avion est animé d'une vitesse de rotation de tangage le gyroscope va encore précessionner mais fera tourner le cadre B autour de x x' . Les déplacements des cadres entraînent le déplacement d'une barre qui matérialise l'horizon sur un cadran.

Mais l'axe du rotor du gyroscope s'écarte de la verticale vraie du fait :

- de la rotation terrestre
- du déplacement de l'avion à la surface de la terre
- des imperfections mécaniques

d'ou la nécessité d'avoir un système de redressement qui recalera l'axe suivant la verticale détectée par le système pendulaire. Ce système dit "érecteur" peut être pneumatique, électrique ou par gravité, sa description sortirait du cadre de ce cours.

4) Conservateur de cap

C'est un instrument qui permet de tenir un cap ou d'en changer avec plus de précision qu'un compas magnétique.

a) Principe

On utilise les propriétés de la fixité dans l'espace et de l'insensibilité aux perturbations de courte durée du gyroscope.

b) Descriptions (figure 123)

L'instrument comprend un gyroscope à 3 degrés de liberté à axe horizontal, une rose de compas graduée de 0 à 360 degrés reliée au cadre vertical et un dispositif mécanique qui permet le calage du gyroscope dans une direction initiale.

c) Fonctionnement

Pour caler le gyroscope le pilote tourne un bouton qui fait tourner le cadre A et la rose jusqu'à afficher le cap correspondant à celui indiqué par le compas magnétique stabilisé.

L'axe du gyroscope restera dans la même direction quels que soient les changements de cap ultérieur de l'avion. La rose conserve une orientation fixe, c'est l'avion et le boîtier de l'instrument qui tournent lors des changements de cap comme dans un compas magnétique mais les indications sont stables et il n'y a pratiquement pas de retard dans les indications. En particulier au cours d'un virage le pilote connait ses caps successifs et peut arrêter le virage au nouveau cap désiré.

Mais les indications de cet instrument sont érronées au bout d'un certain temps par suite des imperfections mécaniques, de la rotation terrestre, et du déplacement à la surface terrestre; aussi est-il nécessaire de recaler l'appareil à intervalles réguliers (tous les 10 à 15 minutes) par comparaison avec le compas magnétique stabilisé.

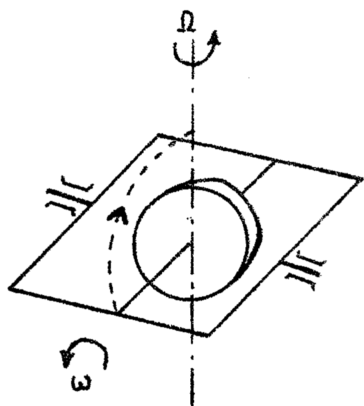
5) Compas gyromagnétique

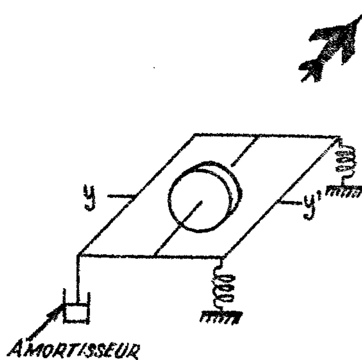
Cet instrument comporte un système de recalage automatique du conservateur de cap. Il fournit un cap avec précision.

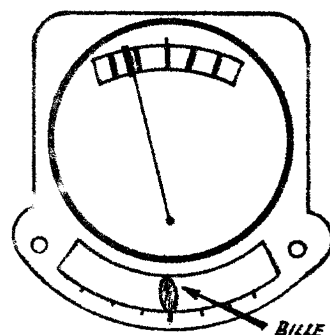
Un compas gyromagnétique comprend :

- un conservateur de cap
- un élément détecteur du champ magnétique terrestre
- un système détecteur de l'écart entre le cap gyro et le cap magnétique
- un amplificateur qui permettra de produire compte tenu de l'écart un couple pour recaler l'axe du gyroscope sur le cap magnétique.

Un tel instrument permet d'éliminer les inconvénients du compas magnétique et ceux du conservateur de cap.

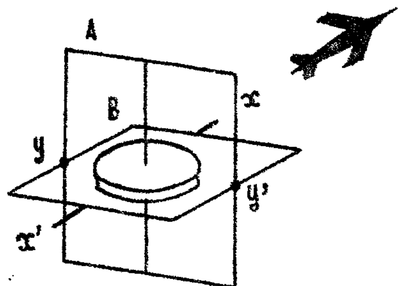


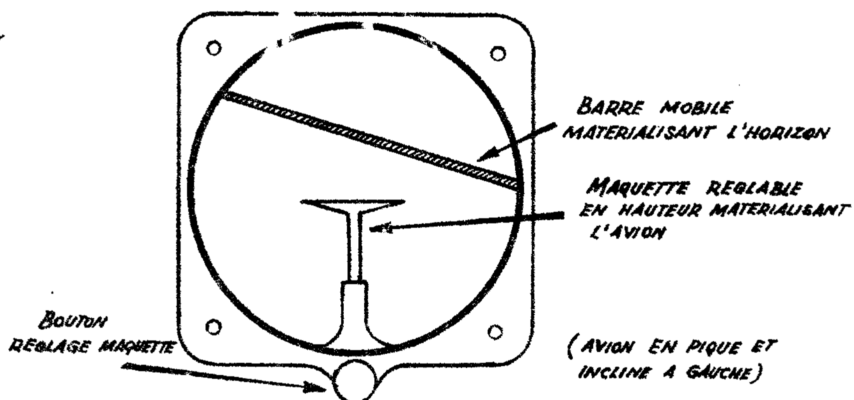




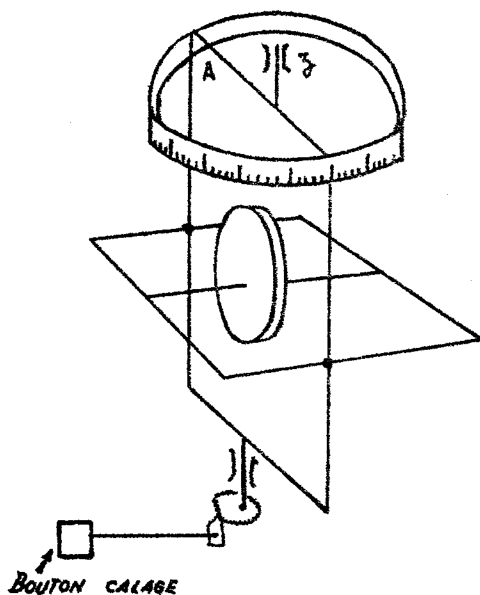
– Fig. 120 – PRECESSION du GYROSCOPE –

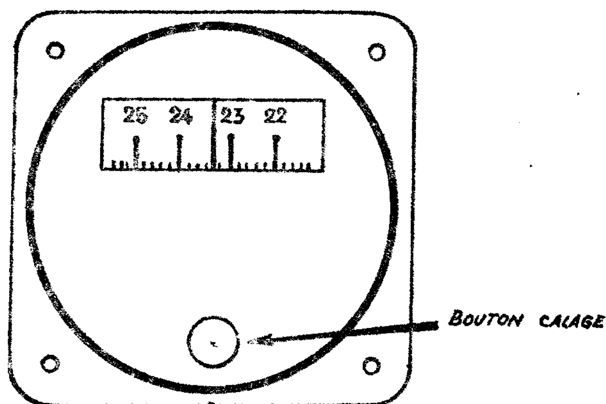
– Fig. 121 – INDICATEUR de VIRAGE –





– Fig. 122 – HORIZON ARTIFICIEL –





– Fig. 123 – CONSERVATEUR de CAP –

CHAPITRE IV

INSTRUMENTS DE CONTROLE MOTEUR

1) Tachymètre

Instrument qui indique la vitesse de rotation du moteur en tours/minute.

A l'heure actuelle on n'utilise plus que des Tachymètres électriques.

a) Tachymètre à dynamo

L'arbre moteur entraîne une dynamo. L'intensité du courant produit est proportionnel à la vitesse de rotation. Le récepteur de bord comporte un galvanomètre à cadre mobile qui dévie proportionnellement au courant et fait tourner une aiguille devant un cadran gradué en t/m.

Inconvénient : Les étincelles au collecteur créent de violents parasites.

b) Tachymètre à alternateur

Ne présente pas les inconvénients du précédent.

Le moteur entraîne un alternateur dont la force électromotrice est proportionnelle à la vitesse de rotation. Le récepteur comprend un pont redresseur et un voltmètre à cadre mobile.

c) Tachymètre à induction (figure 124)

Le moteur entraîne un alternateur triphasé.

Le récepteur comprend un petit moteur assynchrone qui fait tourner un aimant à l'intérieur d'une cloche en métal amagnétique liée à une aiguille. Lors de la rotation de l'aimant des courants de Foucault prennent naissance dans la cloche qui tendent à l'entraîner mais celle-ci est retenue par un ressort antagoniste. La déviation de l'aiguille est fonction de la vitesse de rotation de l'aimant donc de la vitesse de rotation du moteur.

Avantage : insensibilité aux variations de résistance de ligne et au vieillissement. Possibilité de brancher plusieurs récepteurs en parallèle.

2) Thermomètre

a) à dilitation de liquide

Présente les inconvénients suivants :

- erreur de rapidité d'indication
- erreurs du aux rayonnement et à la conductibilité
- impossibilité d'une répétition à distance

b) à dilatation de métal

Constitué par un bilame (2 lames de métaux ayant des coefficients de dilatation différents). Sous l'effet de la température le bilame se déforme et fait tourner une aiguille.

Avantage : robuste et bon marché

Inconvénients : Peu précis, peu fidèle, impossibilité d'une répétition à distance.

c) à tension de vapeur

Il comprend : (figure 125)

- un réservoir divisé par une membrane dont une partie comprend un liquide volatil et sa vapeur et l'autre partie un liquide peu volatil.

- un récepteur manométrique à tube de bourdon rempli du liquide peu volatil

- un tube capillaire rempli du liquide peu volatil reliant le réservoir au récepteur

Sous l'action de la température la tension de vapeur du liquide volatil varie agissant sur la membrane qui fait varier la pression du liquide non volatil contenu dans le reste du réservoir et qui sera transmise par le tube capillaire au tube de bourdon qui se déforme et entraîne une aiguille.

d) Thermocouple

On sait qu'un circuit formé de deux métaux différents dont les soudures sont portées à des températures différentes est le siège d'une force électromotrice.

On peut intercaler un ou plusieurs métaux intermédiaires

La force électromotrice dépendant de la différence de température entre la source chaude et la source froide et cette dernière étant variable on place un dispositif qui élimine la température de la source froide. (par un bilame)

Les thermocouple sont utilisés notamment pour mesurer la température des culasses et la température de tuyère des réacteurs.

e) à résistance

On sait que la résistance électrique d'un conducteur varie en fonction de la température

$$\rho = \rho_0 \quad (1 + \alpha t)$$

On réalise des sondes constituées de fil en platine ou en nickèl enroulé sur un support isolant et enfermé dans une gaine protectrice (figure 126)

La sonde constitue la résistance d'un pont de Wheastone ou d'Edison, un galvanomètre dévie lorsque la résistance de la sonde varie.

3) Manomètre

Les manomètres sont soit à tube de bourdon, soit à capsule.

a) Tube de bourdon

On l'utilise pour les fortes pressions. Il est constitué par un tube en métal ayant la forme d'un demi-cercle et soumis intérieurement à la pression à mesurer. Une des extrémité du tube est fixe, sous l'effet de la pression l'autre extrémité se déplace entrainant une aiguille (le tube est élastique) (figure 127)

Les manomètres de pression d'huile sont à tube de bourdon.

b) Capsule

On l'utilise pour les faibles pressions, elle est plus sensible que le tube de bourdon. Nous avons parlé de la capsule au sujet de l'altimètre.

Les manomètres de pression d'admission et de pression d'essence sont à capsule.

c) Transmission de la pression d'huile du moteur au récepteur de bord

- Manomètre à prise directe

Une canalisation relie le moteur au récepteur de bord (ex :DC3)

Inconvénient : retard d'indication par temps froid, possibilité de fuites d'huile

- Manomètre à relais (figure 128)

Un boîtier est séparé en deux chambres par une membrane, l'une est reliée au moteur et est remplie d'huile, l'autre est reliée par canalisation avec le tube de bourdon du récepteur et est remplie ainsi que celle-ci d'un liquide incongelable. La pression de l'huile déforme la membrane et est transmise au liquide qui agit sur le tube de bourdon (ex. DC 4)

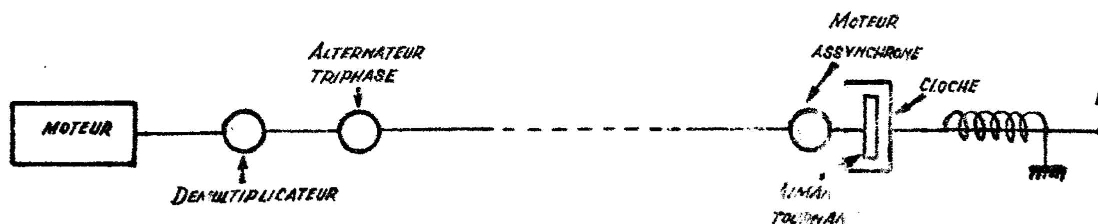
Inconvénient : remplissage du relai.

- Manomètre à transmission électrique

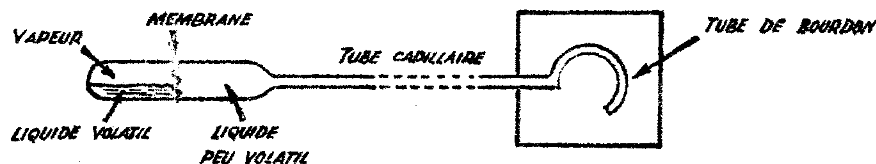
Un transmetteur est placé près du moteur il comprend :

- un manomètre à tube de bourdon à prise directe
- un transmetteur autosyn ou magnesyn dont le rotor est actionné par le mécanisme du tube de bourdon.

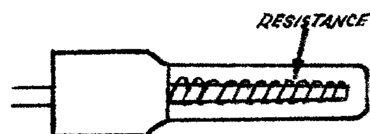
Le récepteur de bord autosyn ou magnésyn prend la même position que le rotor du transmetteur.



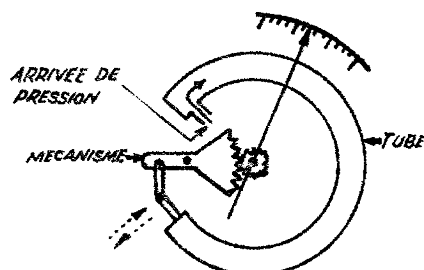
– Fig. 124 – TACHYMETRE A INDUCTION –



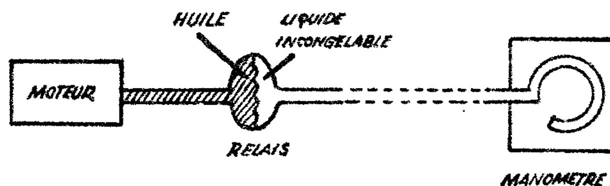
– Fig. 125 – THERMOMETRE A TENSION DE VAPEUR –



– Fig. 126 – SONDE DE TEMPERATURE –



– Fig. 127 – MANOMETRE A TUBE DE BOURDON –



– Fig. 128 – MANOMETRE A RELAIS –

TABLE DES MATIERES

PREMIERE PARTIE

AERODYNAMIQUE